

## TRABALHO DE GRADUAÇÃO

### Implementação do Hardware e Software de estabilização de um Robô Aéreo com dois Rotores Articulados

Davi Feques Vale  
Mickael Ângelo A. da Costa

Brasília, dezembro de 2016



**ENGENHARIA  
MECATRÔNICA**  
UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA  
Faculdade de Tecnologia  
Curso de Graduação em Engenharia de Controle e Automação

## TRABALHO DE GRADUAÇÃO

### **Implementação do Hardware e Software de estabilização de um Robô Aéreo com dois Rotores Articulados**

**Davi Feques Vale**  
**Mickael Ângelo A. da Costa**

*Relatório submetido como requisito parcial de obtenção  
de grau de Engenheiro de Controle e Automação*

Banca Examinadora

Prof. Geovany Araújo Borges, ENE/UnB  
*Orientador*

\_\_\_\_\_

Prof. Henrique Cezar Ferreira, ENE/UnB  
*Examinador interno*

\_\_\_\_\_

Prof. Renato Alves Borges, ENE/UnB  
*Examinador interno*

\_\_\_\_\_

**Brasília, dezembro de 2016**



## FICHA CATALOGRÁFICA

DAVI, FEQUES VALE; MICKAEL ÂNGELO A. DA COSTA	
Implementação do Hardware e Software de estabilização de um Robô Aéreo com dois Rotores Articulados	
[Distrito Federal] 2016.	
x, 101p., 297 mm (FT/UnB, Engenheiro, Controle e Automação, 2015). Trabalho de Graduação – Universidade de Brasília.Faculdade de Tecnologia.	
1. VANT	2. Sensores
3. Bi-Rotor	
I. Mecatrônica/FT/UnB	II. Título (Série)

## REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

DAVI, FEQUES VALE; MICKAEL ÂNGELO A. DA COSTA, (2016). Implementação do Hardware e Software de estabilização de um Robô Aéreo com dois Rotores Articulados. Trabalho de Graduação em Engenharia de Controle e Automação, Publicação FT.TG-*n*º022, Faculdade de Tecnologia, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 101p.

## CESSÃO DE DIREITOS

AUTORES: Davi Feques Vale e Mickael Ângelo A. da Costa

TÍTULO DO TRABALHO DE GRADUAÇÃO: Implementação do Hardware e Software de estabilização de um Robô Aéreo com ois Rotores Articulados.

GRAU: Engenheiro

ANO: 2016

É concedida à Universidade de Brasília permissão para reproduzir cópias deste Trabalho de Graduação e para emprestar ou vender tais cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte desse Trabalho de Graduação pode ser reproduzida sem autorização por escrito do autor.

---

Davi Feques Vale e Mickael Ângelo A. da Costa

Campus Darcy Ribeiro, SG-11, Universidade de Brasília

70919-970 Brasília - DF - Brasil

## **Dedicatórias**

*Aos meus pais, avós e minha madrastra.*

*Mickael Ângelo A. da Costa*

*Aos meus pais, Ozanam e Adalgisa, e meu  
irmão, Lucas..*

*Davi Feques Vale*

## Agradecimentos

*Agradeço a muitas pessoas que estiveram presentes durante toda a minha caminhada durante essa graduação, e primeiramente cito os meus pais, Adalgisa e Ozanam, e meu irmão Lucas. Foram eles que estiveram comigo desde o início, não apenas na universidade, mas desde os tempos de colégio, que foram fundamentais para a minha criação educacional, me dando a oportunidade de sonhar em estudar na Universidade de Brasília. Com isso, não posso deixar de agradecer também aos meus professores do colégio, que foram fundamentais na minha aprendizagem.*

*Voltando ao ambiente universitário, agradeço aos meus professores por todos os ensinamentos, em especial ao meu orientador, Prof. Geovany Borges, por ter transmitido parte do seu extenso conhecimento para mim, possibilitando a realização desse trabalho. Agradeço também ao meu amigo e colega de trabalho, Mickael, por todo o companheirismo durante o projeto, sabedoria e vontade, assim como a parceria nas partidas de futebol, que certamente nos ajudou a passar por esse curso com mais alegria e vontade.*

*Também agradeço a todos os membros do LARA e do Laboratório de Robótica Aérea, que ajudaram com vários materiais e espaços físicos para que fosse possível a realização desse trabalho.*

*Agradeço ainda a todos os companheiros de equipe da Draco Volans, que foram essenciais para a criação de um ambiente divertido de trabalho, projetando e construindo aviões, tornando esse meu tempo de equipe uma das melhores durante a minha graduação. O trabalho em equipe, algo tão importante para a vida de cada um, aprendi empiricamente como se comportar em um ambiente de trabalho com várias pessoas visando o mesmo objetivo final.*

*Gostaria de agradecer também aos meus amigos, de dentro e fora do curso, que foram e são companheiros para a vida toda e me apoiaram durante todo o período de graduação. Durante o meu período dentro da UnB, criei várias amizades que irei levar para sempre, amizades essas que fizeram toda essa etapa universitária ser mais agradável ainda, com várias horas de estudo em conjunto, e também várias horas de momentos divertidos. Agradeço também a minha namorada, Natália, por ter me apoiado durante esse trabalho, mesmo com meu pouco tempo fora do ambiente universitário durante a realização do TG, sempre me motivando e torcendo para o meu sucesso.*

*Por fim, obrigado a todos que me deram apoio, tendo citado aqui ou não, mas que de alguma forma foram importantes e me fizeram sentir capaz de me tornar a pessoa que sou hoje.*

*Davi Feques Vale*

*Me sinto honrado em ter tido a oportunidade de viver essa experiência enriquecedora que é o ensino superior. Experiência essa que engrandece uma pessoa não apenas academicamente, mas de várias outras formas. Parte desse crescimento está relacionado com a superação de desafios, e durante essa jornada eu não estive sozinho, pude contar com várias pessoas importantes que me apoiaram e me ajudaram a superar cada etapa.*

*Agradeço aos meus pais Marcelo e Flávia, aos meus avós Carlos e Aldacir e a minha madrastra Eliane que me deram todo suporte financeiro e incentivo para que eu seguisse em frente. Agradeço a Daniely Martins por ter sido minha companheira diariamente, me dando apoio emocional e me distraindo nos momentos de lazer. E que foi compreensível nessa reta final, onde eu estive ausente e muito ocupado redigindo este trabalho ou estudando para outras disciplinas.*

*Agradeço ao Davi Feques, meu parceiro de trabalho, gente finíssima e apaixonado por aviões, companheiro de esporte, onde tivemos o prazer de disputar juntos torneios de futsal da UnB defendendo o time da Engenharia mecatrônica.*

*Agradeço aos meus colegas de curso Marcos, Gibson, Alex, Paulo, Cássio, Letícia, Izabella e Luiz com quem eu tive a oportunidade de ter uma relação bem próxima durante o curso, e tantos outros aqui não citados por falta de espaço. Agradeço a todos do meu time Mecavasco por termos sido o melhor time da Robocopa e terem me dado tanta alegria e diversão.*

*Agradeço ao meu orientador, Prof. Geovany Borges, por ter transmitido o conhecimento necessário para o desenvolvimento de um bom trabalho. Agradeço ao Arthur e Marcos do SG09 da Engenharia Mecânica e ao Miguel do LARA por terem me dado dicas sobre hardware e suporte ferramental.*

*Por fim, agradeço aos meus amigos fora do ambiente acadêmico que entenderam o motivo da minha ausência em todos os momentos de dificuldade. Agradeço ao Tarik que desde o ensino médio nunca desistiu de ser a pessoa que "corre atrás", aos meus amigos da pelada de domingo que foram uma essencial válvula de escape dos momentos de tensão e stress, ao meu irmão Guilherme e meu primo Eric pelas jogatins de poker, e aos meus primos pelas farras.*

*Mickael Ângelo A. da Costa*

---

## RESUMO

Este trabalho apresenta o projeto de um robô aéreo de dois rotores articulados, com uma implementação de um sistema eletrônico embarcado com a finalidade de ser um regulador para a estabilização do veículo aéreo. É desenvolvido um método de controle dos atuadores do veículo através de um *joystick*. O objetivo do trabalho é aplicar os conhecimentos adquiridos no curso e materiais disponíveis do Laboratório de Automação e Robótica (LARA) da Universidade de Brasília em um projeto que servirá como base para trabalhos futuros, já que este será o primeiro bi-rotor desenvolvido em parceria com o LARA. Todo o projeto da parte mecânica e eletrônica são descritos detalhadamente, assim como o desenvolvimento do equacionamento dinâmico do sistema, a aplicação de um algoritmo de fusão sensorial e a aplicação do algoritmo de controle para a estabilização do sistema por simulação. Os resultados obtidos demonstram que os equipamentos eletrônicos escolhidos fornecem todas as informações necessárias para controlar o veículo. Além disso, validam o modelo feito para representação da dinâmica, com um primeiro estudo feito sobre o controle do sistema por simulação.

Palavras Chave: estabilização, robô, bi-rotor, sensor,

---

## ABSTRACT

This work describes the design of a bi-rotor articulated aerial robot, with the implementation of an embedded electronic system with the objective of work as an regulator for the stabilization of the aircraft. It is designed an method of controlling the actuators of the vehicle by a joystick. The goal of this work is to apply the knowledge acquired during the undergraduation program and the available materials in the Robotics and Automation Laboratory at University of Brasilia in a project that may be used as basis for future work and studies, since this is the first bi-rotor that is developed in partnership with the Robotics and Automation Laboratory. The complete mechanical and electronic design are described in details. As well as, the modeling of the dynamics of the system, the application of a sensor fusion algorithm and the application of a control algorithm for the system's stabilization with an simulation. The results demonstrate that the electronic equipments chosen for the work provide all the data needed to control the vehicle. Furthermore, they validate the model that represents the dynamic, with an first study in the system control by simulation.

Keywords: stabilization, bi-rotor, sensors

# SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO .....</b>	<b>1</b>
1.1	CONTEXTUALIZAÇÃO .....	1
1.2	VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS - VANTs.....	3
1.3	DESCRIÇÃO DO PROBLEMA .....	5
1.4	OBJETIVOS DO PROJETO.....	5
1.5	RESULTADOS OBTIDOS .....	5
1.6	APRESENTAÇÃO DO MANUSCRITO .....	5
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTOS .....</b>	<b>7</b>
2.1	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA .....	7
2.2	NOTAÇÃO DE VELOCIDADES E ÂNGULOS .....	8
2.3	SISTEMAS DE COORDENADAS .....	8
2.3.1	SISTEMA DE COORDENADAS FIXO E CENTRADO NA TERRA .....	8
2.3.2	SISTEMA DE COORDENADAS FIXO NO CORPO .....	9
2.4	MUDANÇAS DE EIXO DE COORDENADAS.....	9
2.5	REPRESENTAÇÕES ANGULARES .....	11
2.5.1	ÂNGULOS DE EULER .....	11
2.6	TEORIA DE CONTROLE .....	12
2.6.1	CONTROLE EM MALHA ABERTA.....	12
2.6.2	CONTROLE EM MALHA FECHADA.....	13
2.6.3	MODELO LINEAR VS MODELO NÃO LINEAR .....	13
2.6.4	EXPANSÃO POR SÉRIE DE TAYLOR USANDO LINEARIZAÇÃO.....	14
2.6.5	CONTROLABILIDADE.....	14
2.6.6	PÓLOS DOMINANTES.....	16
2.7	SENSORES .....	17
2.7.1	ACELERÔMETRO .....	18
2.7.2	GIRÔMETRO.....	19
2.7.3	MAGNETÔMETRO .....	19
2.7.4	SONAR .....	20
2.8	<i>Inter-integrated circuit</i> (I2C).....	20
2.9	<i>Pulse width modulation</i> (PWM) .....	21
2.10	ATUADORES.....	22
2.10.1	ESC.....	22

2.10.2	SERVOMOTOR .....	22
2.11	SISTEMA OPERACIONAL DE TEMPO REAL (RTOS).....	23
<b>3</b>	<b>IMPLEMENTAÇÃO DO HARDWARE E SOFTWARE .....</b>	<b>25</b>
3.1	REQUISITOS .....	25
3.1.1	PRAZOS .....	25
3.1.2	CUSTO .....	25
3.1.3	ESPECIFICAÇÕES TÉCNICAS .....	26
3.2	PROJETO DA ESTRUTURA MECÂNICA .....	27
3.3	COMPONENTES ELETRÔNICOS .....	32
3.3.1	MÓDULOS .....	32
3.3.2	ARDUINO .....	32
3.3.3	SERVOMOTOR .....	33
3.3.4	ESC .....	34
3.3.5	MOTOR BRUSHLESS .....	35
3.3.6	IMU .....	36
3.3.7	SONAR .....	38
3.3.8	MÓDULO GPS .....	39
3.3.9	BATERIA .....	40
3.3.10	REGULADORES DE TENSÃO .....	41
3.4	INTEGRAÇÃO DO SISTEMA .....	42
3.4.1	ABORDAGEM INICIAL .....	42
3.4.2	TOPOLOGIA FINAL .....	43
3.5	SOFTWARE .....	44
3.5.1	ARDUINO .....	44
3.5.2	FREERTOS .....	45
3.5.3	PROCESSING .....	46
3.6	RESULTADOS .....	49
3.6.1	RESULTADOS ESTRUTURAIS E DE PROTOTIPAGEM .....	49
3.6.2	RESULTADOS PLACAS ELETRÔNICAS .....	52
3.6.3	RESULTADOS DO SONAR .....	55
3.6.4	RESULTADOS DO ACELERÔMETRO .....	56
3.6.5	RESULTADOS DO MAGNETÔMETRO .....	57
3.6.6	RESULTADOS DOS ÂNGULOS DE ORIENTAÇÃO DA IMU .....	60
3.6.7	RESULTADOS GPS .....	61
<b>4</b>	<b>MODELAMENTO DINÂMICO .....</b>	<b>62</b>
4.1	INTRODUÇÃO .....	62
4.2	DINÂMICA DO VANT .....	62
4.2.1	MOVIMENTOS TRANSLACIONAIS .....	65
4.2.2	MOVIMENTOS ROTACIONAIS .....	66
4.2.3	MODELO NÃO-LINEAR .....	68

4.2.4	LINEARIZAÇÃO DA DINÂMICA ROTACIONAL EM TORNO DE UM PONTO DE OPERAÇÃO .....	71
4.3	CONTROLE POR LINEARIZAÇÃO DO MODELO EM TORNO DE UM PONTO DE OPERAÇÃO .....	73
4.3.1	VARIÁVEIS DE ESTADO E ENTRADA DO SISTEMA.....	73
4.3.2	OBTENÇÃO DOS PÓLOS E CÁLCULO DO GANHO .....	75
4.3.3	RESULTADOS .....	76
<b>5</b>	<b>CONCLUSÕES .....</b>	<b>83</b>
5.1	PERSPECTIVAS FUTURAS .....	84
5.1.1	ESTRUTURA DO ROBÔ AÉREO.....	84
5.1.2	TOPOLOGIA DO SISTEMA .....	84
5.1.3	SENSORIAMENTO .....	85
5.1.4	PLACA DE POTÊNCIA.....	86
5.1.5	PLACA DE PROCESSAMENTO E AQUISIÇÃO DE DADOS .....	86
5.1.6	MODELAMENTO DINÂMICO .....	87
5.1.7	CONTROLE .....	87
5.1.8	DINÂMICA DE POSIÇÃO .....	87
	<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....</b>	<b>88</b>
	<b>ANEXOS.....</b>	<b>90</b>
<b>I</b>	<b>DESCRIÇÃO DO CONTEÚDO DO CD .....</b>	<b>91</b>
<b>II</b>	<b>PROGRAMAS UTILIZADOS .....</b>	<b>92</b>
<b>III</b>	<b>DIAGRAMAS ESQUEMÁTICOS.....</b>	<b>93</b>
III.1	MODELO EM SIMULINK .....	93
III.2	ESQUEMÁTICOS DAS PLACAS ELETRÔNICAS.....	98



# LISTA DE FIGURAS

1.1	Veículos aéreos com diferentes propósitos. ....	2
1.2	Exemplo de um bi-rotor articulado.....	2
1.3	Arquitetura básica de veículos aéreos não tripulados.....	4
2.1	Sistema de coordenadas ECEF . (Fonte: Adaptado de <a href="https://session.wikispaces.com/">https://session.wikispaces.com/</a> )	9
2.2	Sistema de coordenadas fixo no corpo. (Fonte: Adaptado de <a href="http://article.sapub.org/">http://article.sapub.org/</a> )	9
2.3	Mudança do eixo de coordenadas. (Fonte: <a href="https://naturezadafisica.com/2014/03/03/piao-simetrico-fixado-em-um-ponto-angulos-de-euler/">https://naturezadafisica.com/2014/03/03/piao-simetrico-fixado-em-um-ponto-angulos-de-euler/</a> ) .....	10
2.4	Ângulos de Euler. (Fonte: <a href="http://www.chrobotics.com/library/understanding-euler-angles">http://www.chrobotics.com/library/understanding-euler-angles</a> ) .....	11
2.5	Controle em malha aberta. (Fonte: <a href="http://blogareadeteste.blogspot.com.br/2015/07">http://blogareadeteste.blogspot.com.br/2015/07</a> )	12
2.6	Controle em malha fechada. (Fonte: <a href="http://blogareadeteste.blogspot.com.br/2015/07">http://blogareadeteste.blogspot.com.br/2015/07</a> )	13
2.7	Localização de pólos no plano-s. (Fonte: <a href="http://www.netsoft.inf.br/aulas/">http://www.netsoft.inf.br/aulas/</a> ).....	17
2.8	Acelerômetro capacitivo tecnologia MEMS. (Fonte: [1]) .....	18
2.9	Acelerômetro capacitivo tecnologia MEMS desenvolvido pela Analog Devices. (Fonte: [1]) .....	19
2.10	Diagrama de temporização. (Fonte: [2]).....	20
2.11	Barramento I2C. (Fonte: <a href="http://www.arduino.br.com/arduino">http://www.arduino.br.com/arduino</a> ) .....	21
2.12	Sinal PWM. (Fonte: <a href="http://www.mecaweb.com.br/electronica/content/e_pwm">http://www.mecaweb.com.br/electronica/content/e_pwm</a> ) .....	21
2.13	Mecanismo de um servomotor. (Fonte: <a href="http://omecatronico.com.br/blog/como-funcionam-os-servos-motores-de-modelismo/">http://omecatronico.com.br/blog/como-funcionam-os-servos-motores-de-modelismo/</a> ) .....	23
3.1	Medidas da estrutura do robô aéreo. ....	27
3.2	<i>Hardware</i> disponível.....	27
3.3	Base de Helimodelo.....	28
3.4	Layout dos componentes no acrílico.....	29
3.5	Visualização espacial dos componentes no acrílico. ....	30
3.6	Eixo dos rotores. ....	30
3.7	Detalhes do servomecanismo. ....	31
3.8	Acoplamento do rotor ao servomecanismo.....	31
3.9	Posição do eixo dos rotores.....	32
3.10	Arduino Pro mini. (Fonte: <a href="https://www.arduino.cc/en/Main/ArduinoBoardProMini">https://www.arduino.cc/en/Main/ArduinoBoardProMini</a> )	33
3.11	Servomotor HS-485HB. (Fonte: <a href="https://www.servocity.com/hs-485hb-servo">https://www.servocity.com/hs-485hb-servo</a> ).....	33

3.12 ESC Himodel 25A Economic Series. (Fonte: <a href="https://pt.aliexpress.com/w/wholesale-himodel-esc.html">https://pt.aliexpress.com/w/wholesale-himodel-esc.html</a> ) .....	34
3.13 Motor brushless. (Fonte: <a href="http://www.rcw.ro/catalog/">http://www.rcw.ro/catalog/</a> ) .....	35
3.14 IMU 10 DOF adafruit. (Fonte: <a href="http://www.alliedelec.com">http://www.alliedelec.com</a> ) .....	37
3.15 Conversor de nível lógico bidirecional. (Fonte: <a href="http://produto.mercadolivre.com.br/MLB-725918895-conversor-de-nivel-logico-bidirecional-i2c-5v-33v-arduino-_JM">http://produto.mercadolivre.com.br/MLB-725918895-conversor-de-nivel-logico-bidirecional-i2c-5v-33v-arduino-_JM</a> ).....	38
3.16 Sonar HC-SR04. (Fonte: <a href="http://buildbot.com.br/blog/como-utilizar-o-sensor-ultrasonico-hc-sr04/">http://buildbot.com.br/blog/como-utilizar-o-sensor-ultrasonico-hc-sr04/</a> ) .....	39
3.17 Módulo venus GPS. (Fonte: <a href="https://www.sparkfun.com/products/11058">https://www.sparkfun.com/products/11058</a> ) .....	39
3.18 Antena de GPS automotivo. (Fonte: <a href="http://produto.mercadolivre.com.br/MLB-808182957-antena-gps-automotiva-_JM">http://produto.mercadolivre.com.br/MLB-808182957-antena-gps-automotiva-_JM</a> ) .....	40
3.19 Bateria ZIPPY Compact 25C. (Fonte: <a href="http://produto.mercadolivre.com.br/MLB-782742475-bateria-de-lipo-2200mah-3s-25c-zippy-compact-pode-retirar-_JM">http://produto.mercadolivre.com.br/MLB-782742475-bateria-de-lipo-2200mah-3s-25c-zippy-compact-pode-retirar-_JM</a> ).....	41
3.20 Regulador de tensão. (Fonte: <a href="https://www.robocore.net/loja/produtos/regulador-de-tensao-5v-7805.html">https://www.robocore.net/loja/produtos/regulador-de-tensao-5v-7805.html</a> ) .....	42
3.21 Diagrama inicial do sistema. ....	42
3.22 Diagrama do sistema implementado. ....	43
3.23 Joystick Freedom 2.4 cordless <i>joystick</i> . (Fonte: <a href="http://www.cybbay.com/store/logitech-freedom-2.4-ghz-cordless-joystick-963283-0403.html">http://www.cybbay.com/store/logitech-freedom-2.4-ghz-cordless-joystick-963283-0403.html</a> ) .....	44
3.24 Programa de leitura do joystick e envio de dados via serial para o arduino, janela de depuração. ....	47
3.25 Programa de leitura do <i>joystick</i> e envio de dados via serial para o arduino, janela que mostra a movimentação do <i>joystick</i> .....	47
3.26 Fluxografo do processamento do processing no programa de leitura do <i>joystick</i> . ....	48
3.27 Fluxografo do processamento do arduino no programa de leitura do <i>joystick</i> . ....	48
3.28 Gráfico empuxo x velocidade. ....	49
3.29 Acrílico após corte para redução de peso. ....	50
3.30 Barras de alumínio cortadas e sobras da placa de acrílico.....	50
3.31 Estrutura do robô aéreo sem a placa de potência. ....	51
3.32 Esquemático da placa de potência.....	52
3.33 Placa de potência implementada na protoboard.....	53
3.34 Placa de potência implementada em PCB. ....	53
3.35 Implementação 3d da placa de potência. ....	53
3.36 Placa de aquisição de dados.....	54
3.37 Curva que mostra a linearidade do sonar usado. ....	55
3.38 Região de interesse para decolagem e pouso. ....	55
3.39 Dados acelerômetro eixo X. ....	56
3.40 Dados acelerômetro eixo Y. ....	56
3.41 Dados acelerômetro eixo Z. ....	57
3.42 Dados magnetômetro eixo X.....	58
3.43 Dados magnetômetro eixo Y.....	58
3.44 Dados magnetômetro eixo Z. ....	59

3.45	Dados do ângulo de guinada (Pitch).	60
3.46	Dados do ângulo de Rolagem (Roll).	61
3.47	Dados do ângulo de arfagem (Yaw).	61
4.1	Movimentos rotacionais do VANT.	63
4.2	Sistemas de coordenadas utilizados.	64
4.3	Modelo implementado no <i>Simulink</i> para validação.	76
4.4	Evolução dos ângulos de atitude.	77
4.5	Evolução das velocidades angulares.	78
4.6	Evolução das acelerações angulares.	78
4.7	Evolução das entradas do sistema.	79
4.8	Evolução dos ângulos de atitude.	80
4.9	Evolução das velocidades angulares.	81
4.10	Evolução das acelerações angulares.	81
4.11	Evolução das entradas do sistema.	82
5.1	Sugestão de topologia com dois microcontroladores.	85
5.2	Gumstix.	85
5.3	Versão futura da placa de potência.	86
5.4	Sugestão de PCB de processamento de dados.	87
III.1	Dinâmica do controle por linearização	93
III.2	Acoplamento das dinâmicas dos ângulos de atitude com as entradas.	94
III.3	Dinâmica do ângulo de rolagem.	95
III.4	Dinâmica do ângulo de guinada.	96
III.5	Dinâmica do ângulo de arfagem	97
III.6	Esquemático da placa de potência	98
III.7	Representação 3d do módulo de potência	99
III.8	Circuito utilizando o regulador de tensão LD33V	99
III.9	Circuito utilizando o regulador de tensão LM7805	100
III.10	Circuito utilizando o regulador de tensão LM317	100
III.11	Condicionador de sinal para leitura da bateria.	101

# LISTA DE TABELAS

2.1	Grandezas utilizadas e suas notações. ....	8
3.1	Especificações do Arduino Pro mini. ....	33
3.2	Especificações do Servomotor HS-485HB. ....	34
3.3	Especificações do ESC. ....	35
3.4	Especificações do motor Brushless. ....	36
3.5	Especificações L3GD20H. ....	37
3.6	Especificações LSM303DLHC. ....	37
3.7	Especificações BMP085. ....	37
3.8	Especificações do conversor de nível lógico. ....	38
3.9	Especificações do sonar HC-SR04. ....	39
3.10	Especificações módulo venus GPS. ....	40
3.11	Especificações Antena GPs automotivo. ....	40
3.12	Especificações da Bateria ZIPPY Compact 25C. ....	41
3.13	Valor médio das medidas do acelerômetro no eixo X. ....	56
3.14	Valor médio das medidas do acelerômetro no eixo Y. ....	57
3.15	Valor médio das medidas do acelerômetro no eixo Z. ....	57
3.16	Valor médio das medidas do magnetômetro no eixo X. ....	58
3.17	Valor médio das medidas do magnetômetro no eixo Y. ....	58
3.18	Valor médio das medidas do magnetômetro no eixo Z. ....	59
3.19	Campo magnético da terra em Brasília. ....	59
3.20	Ângulos de orientação obtidos sem calibração. ....	60
3.21	Valor do ângulo YAW após calibração. ....	60
4.1	Valor dos parâmetros de simulação ....	77
4.2	Faixas de valores operacionais das entradas do sistema. ....	79
4.3	Valor dos parâmetros de simulação. ....	80

# LISTA DE SÍMBOLOS

## Símbolos Latinos

$a$	Velocidade linear no eixo x	[m/s]
$b$	Velocidade linear no eixo y	[m/s]
$c$	Velocidade linear no eixo z	[m/s]
$p$	Velocidade angular no eixo x	[rad/s]
$q$	Velocidade angular no eixo y	[rad/s]
$r$	Velocidade angular no eixo z	[rad/s]
$i$	Vetor unitário na direção do eixo x	
$j$	Vetor unitário na direção do eixo y	
$k$	Vetor unitário na direção do eixo z	
$x$	Eixo de translação ou coordenada do bi-rotor ao longo deste eixo	
$y$	Eixo de translação ou coordenada do bi-rotor ao longo deste eixo	
$z$	Eixo de translação ou coordenada do bi-rotor ao longo deste eixo	
$g$	Gravidade local	
$m$	Massa total	
$R$	Matriz de rotação	
$u$	Sinal de entrada no modelo de espaço de estados	

## Símbolos Matemáticos

$\mathcal{I}$	Sistema de coordenadas fixo na terra	
$B$	Sistema de coordenadas fixo no corpo	
$\chi$	Vetor de estado do bi-rotor	
$R_{\phi\theta\psi}$	Matriz de rotação em torno dos eixos de rolagem, arfagem e guinada	[rad]

**Símbolos Gregos**

$\phi$	Rotação no eixo x - Roll	[°]
$\theta$	Rotação no eixo y - Pitch	[°]
$\psi$	Rotação no eixo z - Yaw	[°]
$\alpha$	Rotação do motor na guinada	[°]
$\gamma$	Rotação do motor na arfagem	[°]
$\xi$	Vetor dos eixos de deslocamento translacional	[m]
$\eta$	Vetor dos ângulos de rotação	[°]
$\Gamma$	Torque	[kgm2/s2]
$\Omega$	Vetor das velocidades angulares	[rad/s]

**Grupos Adimensionais**

i, k	Contador
------	----------

**Subscritos**

<i>ref</i>	referência
<i>fer</i>	ferramenta
<i>sis</i>	sistema
<i>des</i>	desejado

**Sobrescritos**

·	Variação temporal
—	Valor médio

## Siglas

VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
CPU	Unidade Central de Processamento - <i>Central Processing Unit</i>
GPS	Sistema de Posicionamento Global - <i>Global Positioning System</i>
LARA	Laboratório de Automação e Robótica da Universidade de Brasília
LRA	Laboratório de Robótica Aérea
SRT	Sistema com Referencial na Terra
SRV	Sistema com Referencial no VANT
RTOS	Sistema Operacional de Tempo Real - <i>Real Time Operational System</i>
P.I.	Placa de Interface
I2C	<i>Circuito Inter-Integrado - Inter-Integrated Circuit</i>
UnB	Universidade de Brasília
PWM	Modulação de largura de pulso - <i>Pulse Width Modulation</i>
ESC	Controle Eletrônico de Velocidade - <i>Electronic Speed Control</i>
IMU	Unidade de Medição Inercial - <i>Inertial Measurement Unit</i>
ECEF	Fixo e centrado na Terra - <i>Earth Centered Earth Fixed</i>
MOSFET	Transistor de Efeito de Campo Metal Óxido Semicondutor - <i>Metal Oxide Semiconductor Field Effect Transistor</i>
UART	<i>Universal Asynchronous Receiver/Transmitter</i>
DOF	<i>Graus de Liberdade - Degrees of Freedom</i>
I/O	Entrada/Saída - Input/Output
USB	Barramento Serial Universal - <i>Universal Serial Bus</i>

# Capítulo 1

## Introdução

*"Para se ter sucesso, é necessário amar de verdade o que se faz. Caso contrário, levando em conta apenas o lado racional, você simplesmente desiste. É o que acontece com a maioria das pessoas." - Steve Jobs*

### 1.1 Contextualização

O homem sempre foi fascinado pelo céu e pelo imaginário de ter o poder de voar como os pássaros. Este desejo foi o que fez com que os pioneiros da aviação ousassem a desafiar a gravidade em busca dessa sensação.

Apenas em 1903, com vôos realizados pelos irmãos Wright, e em 1906 com o brasileiro Alberto Santos Dummont, que o homem consegue fazer algo mais pesado que o ar se manter em voo. Com essa primeira etapa realizada, o desenvolvimento aeronáutico foi avançando cada vez mais. Problemas com o controle e a estabilidade de aviões eram consideráveis, visto que o conhecimento sobre engenharia aeronáutica da época ainda era bastante limitado, fazendo com que, por exemplo, a aerodinâmica de um avião ainda estivesse longe da ideal. Neste contexto se inserem os trabalhos de Bryan (1911) e Lanchester (1908), que através de vários experimentos passaram a observar e descrever com sucesso algumas características dinâmicas das aeronaves [3].

Com o passar do tempo, surgiu a necessidade de ter um veículo aéreo que pudesse decolar e pousar verticalmente, sem a necessidade de uma pista para isso, assim como a possibilidade de ficar parado no ar, em relação à terra. Desse modo, o helicóptero foi criado, com seu primeiro voo bem-sucedido e registrado ocorrido em 1907, tornando agora as opções de voos maiores. Avião para voos mais velozes, e helicópteros para voos sem necessidade de pista e a possibilidade de voos pairados 1.1.





Figura 1.1: Veículos aéreos com diferentes propósitos.

Com o avanço no campo da aeronáutica, buscou-se um veículo aéreo que tivesse características de um avião e de um helicóptero mostrados na Figura 1.1, de modo que fosse possível decolar e pousar verticalmente, assim como altas velocidades para o voo horizontal. Surgiu então o veículo aéreo bi-rotor articulado, ou vetorizado, que tornou possível esse tipo de voo com características tanto de helicópteros como de avião. Esse tipo de aeronave possui algumas desvantagens, como um maior desgaste operacional, devido à complexidade das ligações mecânicas devido à rotação dos motores, assim como um grande barulho gerado durante a sua operação. O controle desse tipo de aeronave também dificulta sua operação por ser bastante complexo [4].



Figura 1.2: Exemplo de um bi-rotor articulado.

Outro avanço na aviação foi o invento de veículos aéreos sem a necessidade de um ser humano embarcado na aeronave para pilotar, eliminando assim o risco de perda de vida humana em situações de alto risco. Com isso, aplicações em áreas de risco, como reconhecimento de campos de combate, decolagem e aterrissagem em terrenos de dimensões reduzidas e irregulares, detecção de incêndios e reconhecimento de falhas em estruturas, poderiam ser operadas com um novo tipo de aeronave, os Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANTs). Os VANTs vem sendo cada vez mais utilizados para esse tipo de aplicação. Nesse contexto encontram-se os chamados Vertical Take-off

and Landing (VTOL), como o exemplo da Figura 1.2, que são aeronaves com capacidade de decolar e pousar em terrenos com dimensões reduzidas e de difícil acesso.

Os bi-rotores articulados propiciam à aeronave configurações de voo diferentes, podendo voar em velocidades altas e baixas, parado no ar e pousos e decolagens verticais. Desse modo, a estrutura do veículo pode variar, podendo ter por exemplo uma asa fixa, para gerar sustentação e possibilitar assim altas velocidades de voo ou possuindo apenas um eixo de sustentação para os rotores perdendo algumas vantagens de voo vertical propiciadas pela presença de uma asa fixa.

No Laboratório de Automação e Robótica da Universidade de Brasília (LARA), já foram realizados projetos de interesse relacionados a este trabalho como o de um VANT de asa fixa por F. B. Cavalcanti e F. B. Floreano [5] e o de um VANT Quadrrrotor por P. H. R. Q. A. Santana e M. A. Braga [6].

Outra área de interesse de trabalho do LARA que pode ser relacionada à este projeto é a de estimação e filtragem. Futuramente o uso de algoritmos baseados em Filtros de Kalman e suas variantes para obter informações como posição, velocidade e orientação de um objeto com o uso de sensores, poderá ser implementado na plataforma desenvolvida neste trabalho. Trabalhos notáveis como o de A. P. L. Bó [7] exemplificam bem essa temática.

No contexto dos trabalhos na área de robótica aérea coordenada pelo Prof. Geovany Araújo Borges, surge a oportunidade da implementação de um VANT VTOL bi-rotor articulado sem asa fixa. O desafio principal será o desenvolvimento de um protótipo funcional de um VTOL bi-rotor, e como o robô aéreo tratado nesse trabalho possui uma estrutura e número de rotores diferentes dos trabalhos já realizados, a dinâmica associada a ele também será desenvolvida pois ela difere das dinâmicas dos sistemas já abordados em trabalhos anteriores.

## 1.2 Veículos Aéreos Não Tripulados - VANTs

Os VANTs são basicamente compostos por uma unidade de processamento, a qual oferece o poder computacional necessário para processar informações provenientes de sensores, controlar atuadores e se comunicar com um computador de base ou central de operação utilizando um módulo de controle ou comunicação. Uma representação simplificada da arquitetura de VANTs é mostrada no fluxograma da Figura 1.3.

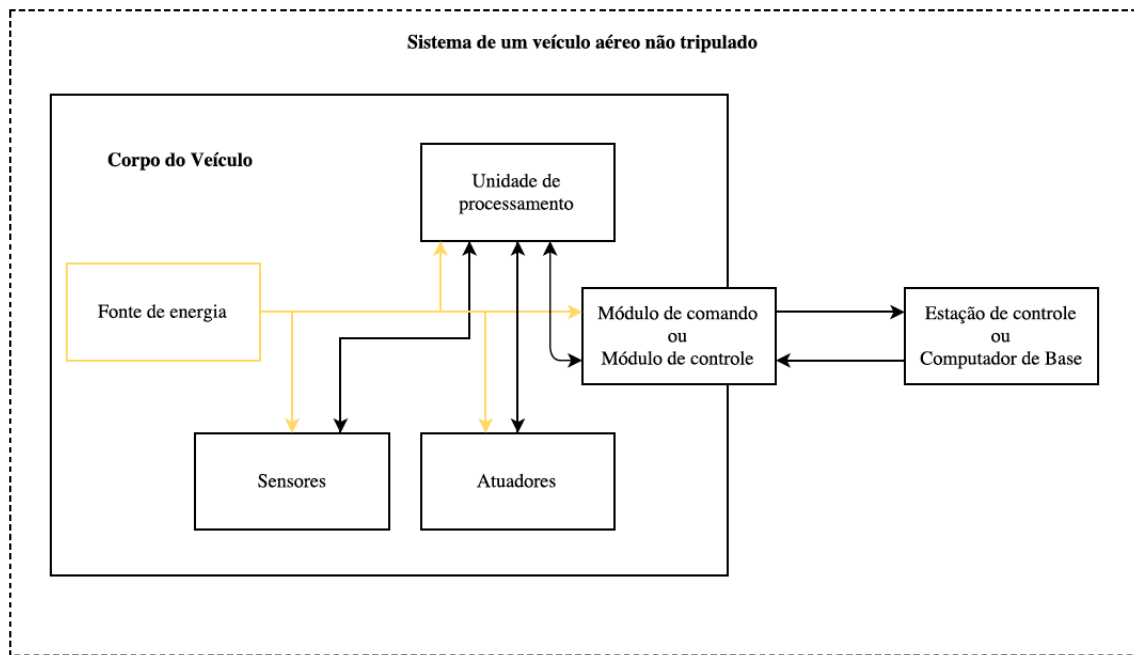


Figura 1.3: Arquitetura básica de veículos aéreos não tripulados

Todos esses componentes são alimentados por uma fonte de energia. A fonte de energia deve ser escolhida de forma que ofereça autonomia de voo suficiente para a tarefa em questão e, ao mesmo tempo não aumente muito a massa do sistema para não dificultar a sua capacidade de sustentação no ar.

A unidade de processamento é formada, principalmente, por microcontroladores e microprocessadores. É devido à unidade de processamento, associada a conversores analógico/digital, que os dados dos sensores podem ser interpretados.

A sustentação do veículo no ar é feita controlando-se atuadores. Normalmente, no caso de quadrirrotores, os atuadores são propulsores compostos de hélices conectadas a motores de corrente contínua sem escovas. Os motores de corrente contínua sem escovas têm maior vida útil, quando comparados aos motores de corrente contínua comuns, e conseguem girar em altas rotações. Os fabricantes normalmente realizam combinações de hélices com características específicas, como o passo oferecido pelas pás, e de motores, também com características específicas, de modo que ofereçam máxima economia de energia e o empuxo necessário para voo.

Para que sejam capazes de realizar controle de estabilidade, algo imprescindível para manterem-se no ar, os VANTs são equipados com sensores inerciais, tais como acelerômetros e girômetros, que oferecem informações que permitem identificar a movimentação do veículo no ar e fazer a estimativa de posição e orientação.

Determinadas tarefas, como mapeamento, podem ser realizadas por um computador que não esteja embarcado no veículo. Por essa razão, os veículos aéreos, mesmo que autônomos, normalmente possuem alguma forma de comunicação sem fio ou com um operador ou uma central para enviar os dados e receber comandos.[8].

### 1.3 Descrição do problema

Um VANT bi-rotor deve ser prototipado, construído e instrumentado de forma a se ter uma estrutura que aguarde todas as forças atuantes, com todos os movimentos que um veículo desse é capaz de realizar, com atuações feitas a partir de comandos de uma central. A topologia do sistema deve ser enxuta, de modo que sua compreensão seja simples e possua uma boa escalabilidade para desenvolvimento em trabalhos futuros. O modelamento matemático da dinâmica do sistema deve ser desenvolvido. É de extrema importância que os modelos matemáticos da dinâmica do bi-rotor e do sistema de navegação sejam criados para permitir a implementação de simuladores, ferramentas indispensáveis para que as técnicas de estabilização possam ser verificadas.

### 1.4 Objetivos do projeto

O objetivo principal deste trabalho é desenvolver um protótipo de tilt-rotor para fins de demonstração de conceito e viabilidade de projeto.

O hardware desenvolvido deve ser validado por software para implementações futuras. Outro objetivo paralelo é o controle dos atuadores com o uso de um *joystick*, que envia comandos para o sistema embarcado e atua os servo-mecanismos e potência dos rotores. Por fim, se deseja obter a dinâmica do modelo, utilizar técnicas para saber se o sistema é ou não controlável, para um início de abordagem no controle de estabilidade do VANT.

É esperado que o resultado desse trabalho possa ser utilizado em outras pesquisas dentro do Laboratório de Automação e Robótica da Universidade de Brasília (LARA, UnB) e do Laboratório de Robótica Aérea, também da UnB, bem como em outras instituições de ensino.

Este é o primeiro trabalho de um VANT bi-rotor articulado desenvolvido nos laboratórios LARA e LRA. Com isso, novos desafios serão enfrentados e repassados como forma de conhecimento que poderão ser utilizados em trabalhos e estudos futuros.

### 1.5 Resultados obtidos

Com o trabalho desenvolvido, é possível obter dados de orientação espacial por meio dos sensores embarcados, assim como a atuação controlada por comandos oriundos de um *joystick* ou por código computacional. É também apresentado um primeiro estudo sobre modelagem e controle do sistema por simulação.

### 1.6 Apresentação do manuscrito

Este trabalho está organizado em 5 capítulos. O capítulo 1 é o capítulo de introdução que termina nesta seção. O capítulo 2 aborda alguns fundamentos teóricos necessários para a compreensão dos assuntos tratados ao longo deste trabalho. O capítulo 3 trata do protótipo de toda

a parte física do robô aéreo, detalhes sobre o projeto mecânico, eletrônico e a forma de como será dada a integração das partes em um único sistema, estão descritas em seções separadas e por último uma análise dos resultados obtidos. O capítulo 4 apresenta o modelamento dinâmico do robô aéreo e o início do estudo de controle por simulação terminando com uma análise dos resultados obtidos. O capítulo 5 faz uma conclusão do trabalho realizado e aborda perspectivas futura, iniciando com um resumo do que foi lido, aborda as perspectivas futuras sobre a estrutura mecânica, uma sugestão de topologia e integração do sistema, calibração dos sensores e produção de placas de circuito impresso (PCI) para a eletrônica embarcada. Por fim, o leitor encontra as referências bibliográficas utilizadas neste trabalho, bem como uma seção de anexo com diagramas de simulink e esquemáticos eletrônicos.

# Capítulo 2

## Fundamentos

*“Os que se encantam com a prática sem a ciência são como os timoneiros que entram no navio sem timão nem bússola, nunca tendo certeza do seu destino.” – Leonardo da Vinci*

Para uma boa compreensão de todas as partes deste trabalho, será importante fazer a revisão de alguns conceitos teóricos que serão usados como base para o desenvolvimento do projeto. O leitor pode avançar para o próximo capítulo caso possua o domínio dos tópicos tratados neste capítulo. Como alguns conteúdos desse trabalho não são amplamente conhecidos, eles serão apresentados brevemente neste capítulo.

### 2.1 Revisão bibliográfica

Esta seção tem como objetivo discutir o que foi encontrado na literatura para o projeto de um VANT bi-rotor, desde a estrutura física em si até leis de controle. A leitura de artigos científicos e teses, mostrou algumas alternativas para uma primeira abordagem de como seria a estrutura do veículo construído. As duas opções mais consideradas foram as utilizadas nos estudos de [9, 10]. Tanto os materiais disponíveis para trabalho, como a complexidade e dificuldade de construção foram fatores que determinaram como seria a estrutura do modelo. Decidiu-se por um veículo que fosse o mais simples possível, com dimensões reduzidas para a altura, comprimento e largura.

Os artigos lidos mostram que é importante atentar para o posicionamento de todo o sistema eletrônico embarcado, que deve ser feito de forma a centralizar o centro de massa do VANT, de modo a facilitar e validar o equacionamento dinâmico do modelo.

O modo como os estudos encontrados sobre bi-rotores articulados atacam o problema de controle é a linearização em torno de um ponto de operação e por controlador PID. Esse assunto será abordado no capítulo 4.

Ainda que não existam muitos artigos e teses sobre VANTs bi-rotores articulados, o pouco que foi encontrado serviu como base para um início de decisões tomadas sobre como seria a abordagem feita neste trabalho.

## 2.2 Notação de velocidades e ângulos

Quando se trata de modelamento de sistemas dinâmicos, muitos parâmetros são utilizados para representar cada variável, de modo a que a gama de possibilidades de representação seja bastante extensa. Com o intuito de padronizar a notação das grandezas e evitar possíveis confusões, as notações mais importantes utilizados neste trabalho estão apresentadas na Tabela 2.1.

Grandeza	Eixos		
Eixo do veículo	$x$	$y$	$z$
Ângulos de Atitude	$\phi$	$\theta$	$\psi$
Velocidade Translacional	u	v	w
Velocidade Angular	p	q	r

Tabela 2.1: Grandezas utilizadas e suas notações.

## 2.3 Sistemas de Coordenadas

Para representar um corpo em algum lugar do espaço, é necessário que se defina inicialmente um sistema de coordenadas. Existem vários sistemas de coordenadas [7, 11], cada um com suas vantagens para aplicações específicas. Neste trabalho serão utilizados dois sistemas, definidos de forma a facilitar a representação do VANT no espaço.

### 2.3.1 Sistema de Coordenadas fixo e centrado na Terra

Esse sistema é conhecido como *Earth Centered, Earth Fixed*(ECEF), ou fixo e centrado na Terra, ou também Sistema E. Sua origem está no ponto (0,0,0), localizado no centro da Terra, fixo em relação à superfície Terrestre. É um sistema representado em coordenadas cartesianas, com o eixo Z apontando para o Norte, e os eixos X e Y no plano da linha do Equador, como mostra a Figura 2.1. Esse foi o sistema de coordenada utilizado como referência para o desenvolvimento do projeto, sendo definido como  $\mathcal{I}$ .

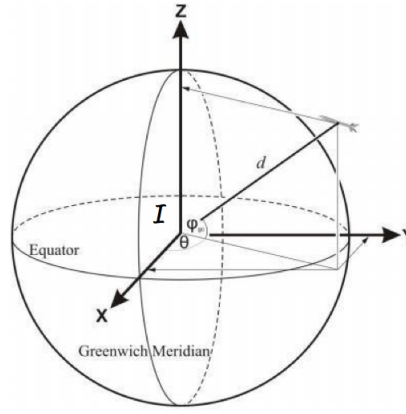


Figura 2.1: Sistema de coordenadas ECEF . (Fonte: Adaptado de <https://session.wikispaces.com/>)

### 2.3.2 Sistema de coordenadas fixo no corpo

Sendo definido o sistema de coordenadas fixo e centrado na terra, um outro sistema deve ser criado, com base no corpo a ser representado, de modo a que se possa ter uma representação do veículo aéreo, de modo a saber a sua posição e a sua orientação. Com isso, foi definido o sistema de coordenadas fixo no corpo, representado por  $\mathcal{B}$ . Esse sistema tem a sua origem no centro geométrico do bi-rotor, lugar onde os sensores estão fixados. É nesse sistema que todas as medidas são realizadas.

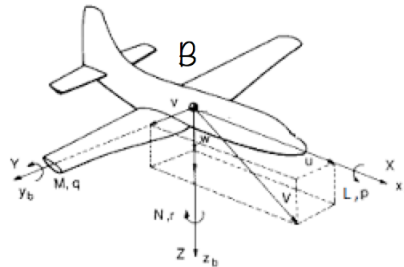


Figura 2.2: Sistema de coordenadas fixo no corpo. (Fonte: Adaptado de <http://article.sapub.org/>)

Esse sistema se movimenta junto com o corpo, sendo aconselhável que os eixos do veículo estejam alinhados com os do sistema, para facilitar a compreensão e modelamento.

## 2.4 Mudanças de eixo de coordenadas

Dados os dois sistemas de coordenadas definidos, busca-se uma maneira de poder representar a mudança de orientação do corpo em relação ao referencial fixo, que é a Terra. Ou seja, é necessário encontrar uma relação entre os dois sistemas, para que seja possível caracterizar a orientação espacial do corpo. Simplificando, é preciso levar as informações do sistema  $\mathcal{B}$  para o  $\mathcal{I}$ .



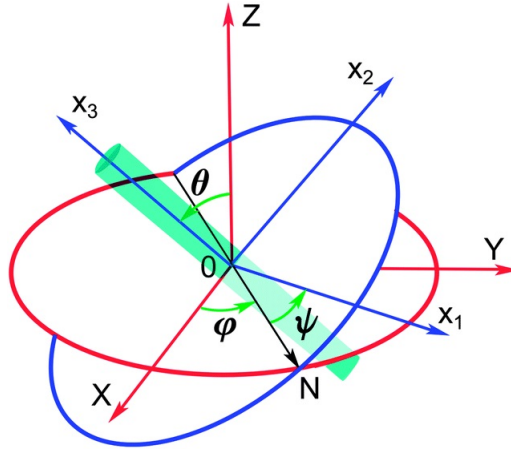


Figura 2.3: Mudança do eixo de coordenadas. (Fonte: <https://naturezadafisica.com/2014/03/03/piao-simetrico-fixado-em-um-ponto-angulos-de-euler/>)

Com base na Figura 2.3, é feita uma rotação de  $\phi$  no eixo x,  $\theta$  no eixo y e  $\psi$  no eixo z. Essas rotações podem ser representadas por uma matriz, chamada de matriz de rotação. Têm-se então:

$$Rx(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix}, \quad (2.1)$$

$$Ry(\theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix}, \quad (2.2)$$

$$Rz(\psi) = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (2.3)$$

A multiplicação dessas matrizes resulta em  $R_{\phi\theta\psi} = Rx(\phi)Ry(\theta)Rz(\psi)$

$$R_{\phi\theta\psi} = \begin{bmatrix} \cos(\phi)\cos(\psi) & \sin(\phi)\sin(\theta)\cos(\psi) - \cos(\phi)\sin(\psi) & \cos(\phi)\sin(\theta)\cos(\psi) + \sin(\phi)\sin(\psi) \\ \cos(\theta)\sin(\psi) & \sin(\phi)\sin(\theta)\sin(\psi) + \cos(\phi)\cos(\psi) & \cos(\phi)\sin(\theta)\sin(\psi) - \sin(\phi)\cos(\psi) \\ -\sin(\theta) & \sin(\phi)\cos(\theta) & \cos(\phi)\cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

A matriz 2.4 é o produto de três rotações sucessivas do corpo. As matrizes 2.1, 2.2 e 2.3 representam essas rotações sucessivas do corpo, uma em cada eixo, de acordo com os ângulos definidos na tabela 2.1. A ordem das rotações é da direita para a esquerda, com a primeira rotação em no eixo z, depois no eixo y e por fim no eixo x.

Têm-se então

$$\mathcal{B} = R_{\phi\theta\psi}\mathcal{I},$$

representando as informações de um sistema de coordenadas em outro.

## 2.5 Representações angulares

Para determinar a atitude do veículo, isto é, a representação de sua orientação no espaço, deve-se ter conhecimento dos seus ângulos. Sabendo o posicionamento da aeronave, as futuras ações podem ser tomadas de acordo com o que se sabe de informação da sua orientação. Para isso, existem alguns modos de representação, como por ângulos de Euler e por quaternions. Como este trabalho foca na representação angular do bi-rotor, sem alteração na posição translacional do veículo, os ângulos de Euler são mais adequados para uso, por representarem bem as diferenças angulares entre os dois sistemas de coordenadas, assim como ser fácil a transformação de um sistema para outro.

### 2.5.1 Ângulos de Euler

Os ângulos de Euler são três ângulos que descrevem a orientação de um corpo rígido girante em um espaço euclidiano tridimensional [12].

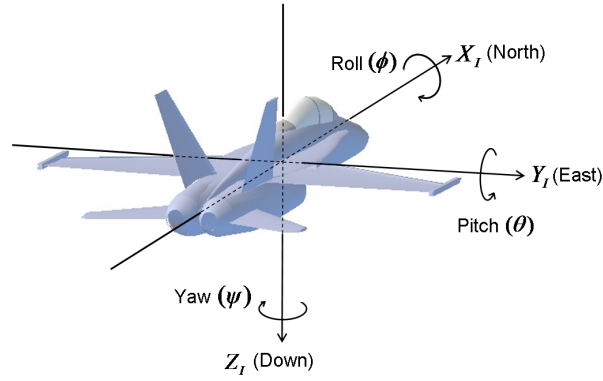


Figura 2.4: Ângulos de Euler. (Fonte: <http://www.chrobotics.com/library/understanding-euler-angles>)

Esses três ângulos são para indicar a variação angular do corpo em relação a um sistema inercial fixo. Cada ângulo desse indica uma rotação em relação a algum eixo do sistema. A Figura 2.4 ilustra qual ângulo representa cada rotação em torno de um eixo.

- $\phi$  - Rotação em torno do eixo x, chamado de ângulo de Rolagem (*Roll*)
- $\theta$  - Rotação em torno do eixo y, chamado de ângulo de Guinada (*Pitch*)

- $\psi$  - Rotação em torno do eixo z, chamado de ângulo de Arfagem (*Yaw*)

É fácil relacionar os ângulos à atitude de um corpo, com um sistema de coordenadas do tipo XYZ, porque o eixo de coordenadas fixo na aeronave, de forma permanente, possibilita comparar a atitude atual com a de regime permanente, baseado na fixação dos eixos.

## 2.6 Teoria de Controle

Escolhendo como fonte o livro do Nise [13], um sistema de controle consiste de subsistemas e processos combinados com um objetivo de obter uma saída desejada, com um desempenho desejado, dada uma entrada específica. Os processos, ou plantas, são o que se deseja controlar, como exemplo deste trabalho, o VANT é a planta. A representação da dinâmica do VANT, por modelamento matemático, possibilita a aplicação de leis de controle para a estabilização do sistema com especificações dinâmicas desejadas.

### 2.6.1 Controle em Malha Aberta

O controle em malha aberta consiste em aplicar um sinal de controle pré-determinado, esperando-se que ao final de um determinado tempo a variável controlada atinja um determinado valor ou apresente um determinado comportamento. Neste tipo de sistema de controle não são utilizadas informações sobre evolução do processo para a determinar o sinal de controle a ser aplicado em um determinado instante. Mais especificamente, o sinal de controle não é calculado a partir de uma medição do sinal de saída.



Figura 2.5: Controle em malha aberta. (Fonte: <http://blogareadeteste.blogspot.com.br/2015/07>)

Como não existe a realimentação, ou seja, nenhuma informação do sistema é atualizada para o sinal de controle, nada é feito com relação à perturbação. Com isso, o sistema não se adapta a variações externas, tornando-o um sistema muitas vezes impreciso. Outra característica desse tipo de controle para o sistema é a dependência do julgamento e da estimativa humana, que deve ser a melhor e mais precisa possível para se ter um bom resultado.

As vantagens deste tipo de sistema são que em geral são simples e baratos, pois não envolvem equipamentos sofisticados para a medição e/ou determinação do sinal de controle.

### 2.6.2 Controle em Malha Fechada

No controle em malha fechada, informações sobre como a saída de controle está evoluindo são utilizadas para determinar o sinal de controle que deve ser aplicado ao processo em um instante específico. Isto é feito a partir de uma realimentação da saída para a entrada. Em geral, a fim de tornar o sistema mais preciso e de fazer com que ele reaja a perturbações externas, o sinal de saída é comparado com um sinal de referência, também chamado de *set-point* e o desvio (erro) entre estes dois sinais é utilizado para determinar o sinal de controle que deve efetivamente ser aplicado ao processo. Assim, o sinal de controle é determinado de forma a corrigir este desvio entre a saída e o sinal de referência. O dispositivo que utiliza o sinal de erro para determinar ou calcular o sinal de controle a ser aplicado à planta é chamado de controlador ou compensador. O diagrama básico de um sistema de controle em malha-fechada é mostrado na Figura 2.6.

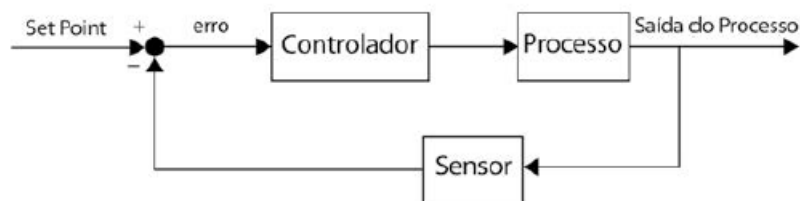


Figura 2.6: Controle em malha fechada. (Fonte: <http://blogareadeteste.blogspot.com.br/2015/07>)

No caso da existência de perturbações, o que geralmente ocorre, a realimentação irá tratar de corrigir o efeito dessa perturbação no sistema, de modo a fazer com que se chegue no valor de controle desejado mesmo com uma interferência externa.

### 2.6.3 Modelo Linear vs Modelo Não Linear

Como dito anteriormente, os processos e plantas precisam ser modelados matematicamente, de acordo com a sua dinâmica, para que se possa usar um método para o projeto de controle do sistema. A planta é representada por parâmetros e variáveis, com relações matemáticas entre elas. Essas relações definem o sistema por ser linear ou não linear.

Vários sistemas reais são não lineares, isto é, a forma de melhor representar esses sistemas é através de equações não lineares. Acontece que as técnicas de projeto de controle para sistemas não lineares são complicadas e complexas, não garantem algum desempenho desejado, somente estabilidade, e mais importante, geralmente não são necessárias, visto que um modelo linear do sistema também o representa bem, de modo a não justificar a complexidade de resolver um problema para o sistema não linearizado. Se o controle linear não funcionar adequadamente, existe a alternativa de usar programação de ganhos ou controle adaptativo<sup>1</sup> [14].

---

<sup>1</sup>O critério é relativo, projetistas podem preferir o controle não-linear ao adaptativo e programação de ganhos.

### 2.6.4 Expansão por série de Taylor usando linearização

Para obter um modelo linear do processo/planta, é necessário realizar uma linearização do modelo não linear. A linearização é feita considerando um ponto de operação, o que fará com que o sistema linear seja válido apenas para pontos próximos do ponto de operação. Nenhum outro comportamento não-local, muito menos o comportamento global do sistema em todo o espaço de operação, pode ser predito pelo modelo linearizado. Isto é, a linearização nada mais é do que uma aproximação do sistema não linear em torno do ponto de operação considerado [15].

Série de Taylor para  $f : \mathcal{R}^n \rightarrow \mathcal{R}$ , truncada em certa ordem, com  $n = 2$  e em torno do ponto  $x = \bar{x}$ :

$$f(x) = f(\bar{x}) + \left. \frac{df}{dx} \right|_{x=\bar{x}} (x - \bar{x}) + \frac{1}{2} \left. \frac{d^2f}{dx^2} \right|_{x=\bar{x}} (x - \bar{x})^2 + O(x - \bar{x})^3, \quad (2.5)$$

$$f(x) = f(\bar{x}) + f'(\bar{x})(x - \bar{x}) + \frac{1}{2} f''(\bar{x})(x - \bar{x})^2 + O(x - \bar{x})^3. \quad (2.6)$$

Fazendo uma aproximação de primeira ordem:

$$f(x) = f(\bar{x}) + \left. \frac{df}{dx} \right|_{x=\bar{x}} (x - \bar{x}) = f(\bar{x}) + f'(\bar{x})(x - \bar{x}). \quad (2.7)$$

A linearização por expansão por série de Taylor, para várias entradas e estados é feita do seguinte modo:

$$f(x_1, x_2, \dots, x_n, u_1, u_2, \dots, u_m) \cong f(\bar{x}_1, \bar{x}_2, \dots, \bar{x}_n, \bar{u}_1, \bar{u}_2, \dots, \bar{u}_m) + \left. \frac{\partial f_i}{\partial x_1} \right|_{(\bar{x}, \bar{u})} (x_1 - \bar{x}_1) + \left. \frac{\partial f_i}{\partial x_2} \right|_{(\bar{x}, \bar{u})} (x_2 - \bar{x}_2) + \quad (2.8)$$

$$\dots + \left. \frac{\partial f_i}{\partial x_n} \right|_{(\bar{x}, \bar{u})} (x_n - \bar{x}_n) + \left. \frac{\partial f_i}{\partial u_1} \right|_{(\bar{x}, \bar{u})} (u_1 - \bar{u}_1) + \left. \frac{\partial f_i}{\partial u_2} \right|_{(\bar{x}, \bar{u})} (u_2 - \bar{u}_2) + \dots + \left. \frac{\partial f_i}{\partial u_m} \right|_{(\bar{x}, \bar{u})} (u_m - \bar{u}_m), i = 1, \dots, n.$$

Ou seja, é levado em conta todas as variáveis no ponto de operação escolhido para linearização. Essa nova equação pode agora ser tratada com poderosas ferramentas de sistemas lineares e ser então projetado um controle para o sistema.

### 2.6.5 Controlabilidade

Um sistema é dito controlável se existem entradas que fazem cada variável de estado ir de um estado inicial desejado para um estado final desejado [13]. A alocação de pólos é uma técnica viável para sistemas controláveis. Ou seja, para se utilizar essa ferramenta, deve-se primeira determinar se o sistema é ou não é controlável. Para isso, existem algumas formas de verificação.

### 2.6.5.1 Análise de controlabilidade por inspeção

Pela própria equação dos estados é possível fazer essa verificação. Quando a matriz do sistema é diagonal, é possível detectar pela aparência se é ou não é controlável. Os sistemas abaixo mostram como definir a controlabilidade desse modo.

$$\dot{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} -a_1 & 0 & 0 \\ 0 & -a_2 & 0 \\ 0 & 0 & -a_3 \end{bmatrix} \mathbf{x} + \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix} u,$$

ou

$$\dot{x}_1 = -a_1 x_1 + u,$$

$$\dot{x}_2 = -a_2 x_2 + u,$$

$$\dot{x}_3 = -a_3 x_3 + u.$$

Como as equações são independentes e estão desacopladas uma da outra, as entradas de controle  $u$  afetam cada uma das variáveis de estado. Isso implica na controlabilidade do sistema.

Agora o próximo exemplo mostra quando não é controlável.

$$\dot{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} -a_4 & 0 & 0 \\ 0 & -a_5 & 0 \\ 0 & 0 & -a_6 \end{bmatrix} \mathbf{x} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix} u,$$

ou

$$\dot{x}_1 = -a_4 x_1,$$

$$\dot{x}_2 = -a_5 x_2 + u,$$

$$\dot{x}_3 = -a_6 x_3 + u.$$

A variável de estado  $x_1$  não é controlada pela entrada de controle  $u$ . O sistema é somente parcialmente controlável.

Esse tipo de análise só pode ser feito quando o sistema está na forma diagonal ou com autovalores iguais.

### 2.6.5.2 Análise de controlabilidade pela matriz de controlabilidade

Para um sistema com diferentes valores de autovalores, deve ser feita uma análise da matriz de controlabilidade  $C_M$ . Uma planta de ordem  $n$  com equação de estado

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}$$

é completamente controlável se a matriz

$$\mathbf{C}_M = \begin{bmatrix} B & AB & A^2B & \dots & A^{n-1}B \end{bmatrix},$$

for de posto  $n$ , com  $C_M$  sendo a matriz de controlabilidade.

Exemplo:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} = \begin{bmatrix} -1 & 1 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -2 \end{bmatrix} \mathbf{x} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix} u.$$

A princípio parece que esse sistema não é controlável, devido ao 0 na matriz  $\mathbf{B}$ . Porém, nesse caso têm-se múltiplos pólos no mesmo ponto, que no caso é em -1. Desse modo, a matriz de controlabilidade deve ser analisada.

$$\mathbf{C}_M = \begin{bmatrix} B & AB & A^2B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & -2 \\ 1 & -1 & 1 \\ 1 & -2 & 4 \end{bmatrix}.$$

O posto da matriz é 3, que é o mesmo valor da ordem desse sistema. Com isso, é sabido que o sistema é controlável.

### 2.6.6 Pólos dominantes

A localização dos pólos de uma função de transferência no plano-s afeta diretamente a resposta transiente do sistema. Para propósitos de análise e projeto, é importante identificar os pólos que possuem efeito dominante na resposta transiente do sistema, os quais denominam-se pólos dominantes. Em projeto, podemos utilizar os pólos dominantes para controlar o desempenho dinâmico do sistema, enquanto os pólos insignificantes são usados com o propósito de assegurar que a função de transferência do controlador possa ser realizada por componentes físicos [16].

Os pólos que estão próximos do eixo imaginário no lado esquerdo do plano complexo proporcionam grandes respostas transitórias, que vão decaindo de forma relativamente lenta, enquanto os pólos que estão localizados mais distantes do eixo, correspondem às respostas temporais de decaimento mais rápido. A distância  $D$  entre a região dominante e a região menos significativa é mostrada na figura a seguir.

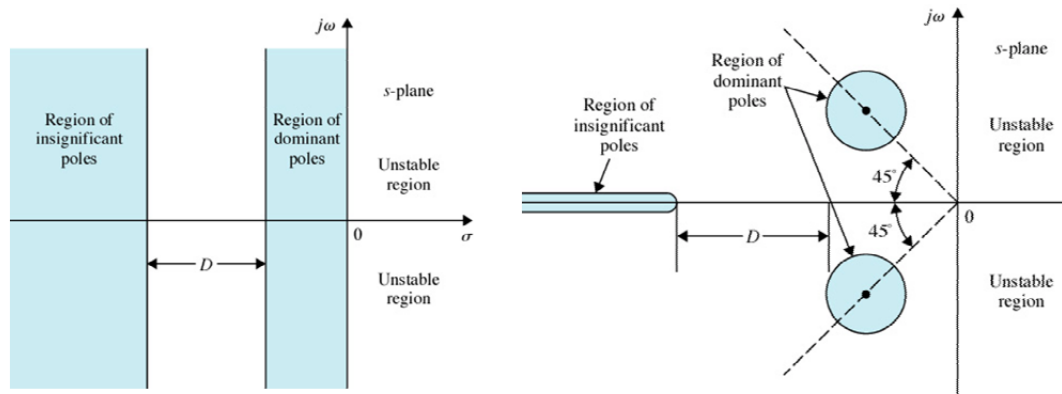


Figura 2.7: Localização de pólos no plano-s. (Fonte: <http://www.netsoft.inf.br/aulas/>)

Se a magnitude da parte real de um pólo for de pelo menos cinco a dez vezes a de um pólo dominante ou a de um par de pólos complexos dominantes, então o pólo pode ser considerado insignificante para a resposta transiente [13].

## 2.7 Sensores

Sensores são elementos que a partir de fenômenos físico/químicos são capazes de gerar sinais, após esses sinais serem condicionados e tratados, são geradas informações utilizadas para quantificar uma grandeza física (e.g. velocidade, aceleração, luminosidade, etc.).

Natureza dos sensores:

- **Proprioceptivos:** Sensores que fornecem medidas referentes à propriedades internas ao sistema (e.g. sensores inerciais).
- **Exteroceptivos:** Sensores que fornecem medidas com base em referenciais externos ao sistema (e.g. sonar).

Sensores presentes no projeto do bi-rotor:

- **Acelerômetros:** Mede a aceleração de um corpo em relação à gravidade
- **Girômetros:** Mede a velocidade angular
- **Magnetômetros:** Mede intensidade, direção e sentido de campos magnéticos
- **Sonar:** Utiliza ondas sonoras para medir distância



### 2.7.1 Acelerômetro

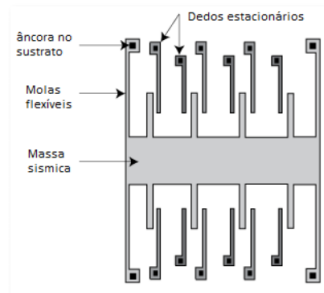


Figura 2.8: Acelerômetro capacitivo tecnologia MEMS. (Fonte: [1])

O princípio básico de funcionamento do acelerômetro pode ser visto como um sistema massa-mola onde uma massa de prova sofre uma aceleração a partir da aplicação de uma força. Pela lei de Hooke, o deslocamento da mola é proporcional à força aplicada, ou seja,

$$F = k \cdot x, \quad (2.9)$$

em que  $k$  é a constante da mola.

Usando a segunda lei de Newton, que relaciona força com massa e aceleração através da equação

$$F = m \cdot a, \quad (2.10)$$

e igualando as duas equações obtém-se

$$m \cdot a = k \cdot x, \quad (2.11)$$

a massa está sob uma aceleração de

$$a = \frac{k \cdot x}{m}, \quad (2.12)$$

ou seja

$$a = \text{constante} \cdot \text{deslocamento}. \quad (2.13)$$

Desta maneira a medição da aceleração baseia-se em medir o deslocamento de uma massa. Note que este acelerômetro só mede a aceleração ao longo da mola, ou seja, um acelerômetro de eixo único. Para se obter um acelerômetro de 3 eixos utilizados em aplicações aeroespaciais, é necessário 1 elemento sensor para cada eixo.

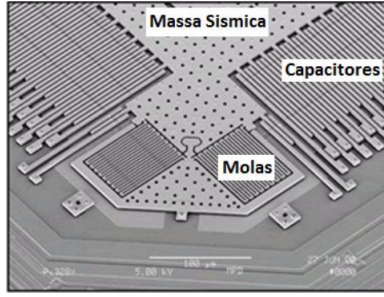


Figura 2.9: Acelerômetro capacitivo tecnologia MEMS desenvolvido pela Analog Devices. (Fonte: [1])

Para dar um exemplo de realização de um acelerômetro, os acelerômetros realizados em CIs podem ser implementados a partir de capacitores variáveis, onde uma massa central se desloca entre outras duas placas, gerando assim duas capacitâncias  $C1$  e  $C2$  variáveis. Estas capacitâncias podem então ser usadas em uma ponte de impedâncias para gerar uma tensão que será proporcional ao deslocamento sofrido pela massa, sendo assim também, proporcional à aceleração sofrida pela placa.

### 2.7.2 Girômetro

Os girômetros são sensores que medem a velocidade angular. Este trabalho utiliza um girômetro de 3 eixos para que seja medida a velocidade angular de cada um deles.

Os girômetro tuning-fork (sintonizados) são de tecnologia Microelectromechanical Systems (MEMS). Eles contêm um par corpos de prova que podem ser levados a oscilar com uma mesma amplitude, em direções opostas. Quando esses corpos de prova são rotacionados a força de Coriolis cria uma vibração ortogonal ao eixo de oscilação dos corpos de prova que pode ser medida. Essa vibração fora do plano de oscilação do sistema é percebida devido à variação capacitiva dos elementos da estrutura. A aceleração de Coriolis induz um movimento Coriolis com amplitude proporcional à taxa angular do corpo de prova (P. RIPKA e A. TIPEK, 2007).

### 2.7.3 Magnetômetro

O campo magnético da terra se assemelha com o de um ímã, assim a terra possui um sul e um norte magnético. Os magnetômetros podem fornecer a direção do norte magnético a partir de dois elementos sensores dispostos ortogonalmente entre si (i.e. medindo as componentes  $x$  e  $y$  do campo magnético local) assim como uma bússola.

A seguinte relação nos fornece uma angulação em relação ao pólo norte magnético terrestre:

$$\psi = \arctan \left( \frac{\text{componente}_x}{\text{componente}_y} \right). \quad (2.14)$$

Os magnetômetros utilizados em aplicações aeroespaciais possuem 3 elementos sensores dispo-

tos entre si ao invés de apenas dois, isso se dá ao fato de que não é mais suficiente a relação da equação 2.14 que é válida quando o plano dos sensores está alinhado com a terra.

#### 2.7.4 Sonar

O sonar emite uma onda sonora que ao encontrar um obstáculo é refletida de volta ao emissor. Medindo-se o tempo que a onda sonora levou para ir (trigger) e voltar (echo), é possível calcular a distância do objeto. A precisão da medição está relacionada a fatores externos como a temperatura que muda de acordo com as estações do ano, posições geográficas e condições atmosféricas, pois dependendo da temperatura, a densidade do meio de propagação (ar) aumenta ou diminui e assim a velocidade de propagação da onda sonora no meio também varia.

Para exemplificar o funcionamento de um sensor deste tipo, observe a figura de temporização retirada do datasheet do componente HCSR04 [2] utilizado neste trabalho:

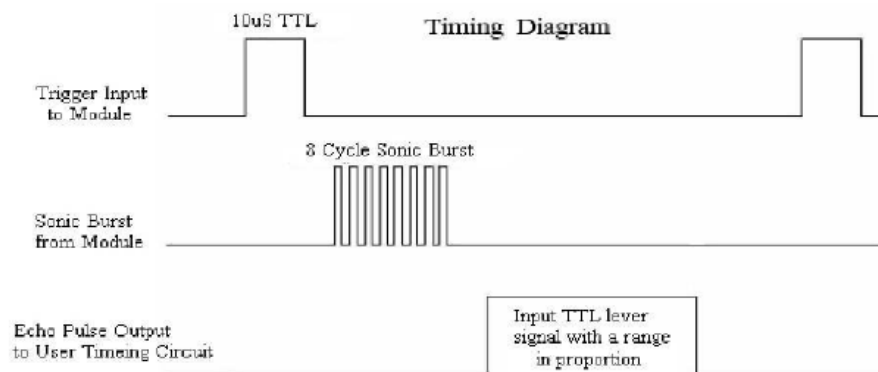


Figura 2.10: Diagrama de temporização. (Fonte: [2])

Ao fornecer um sinal de ativação (trigger) para o sonar, o módulo envia uma sequência de 8 ciclos de ultra-som com uma frequência de 40 kHz que ao retornar ao módulo sensor após a reflexão em um objeto detectado, gera um sinal de retorno (echo). A distância em que o objeto se encontra em relação ao sensor pode ser calculada através do intervalo de tempo entre o envio do sinal de ativação e o sinal de retorno.

## 2.8 *Inter-integrated circuit (I2C)*

Esse barramento foi batizado pela empresa Holandesa (Philips) como Inter IC ou I2C e possibilita a utilização de grande quantidade de componentes padronizados, os quais podem realizar diversas funções, além de possibilitar a troca eficaz de informações entre eles. Esse novo barramento obteve uma grande aceitação do mercado, tornando-se um dos mais utilizados. O conceito do barramento I2C é facilitar a integração de circuitos de caráter final de aplicação como por exemplo sensores e conversores, com um sistema de controle, de modo que eles possam trabalhar com seus sinais de maneira direta.

Neste trabalho foi utilizado um módulo IMU que possui acelerômetros, girômetros, magnetômetros, barômetro e termômetro. Este módulo fornece uma interface I2C para comunicação entre os sensores e o microcontrolador.

No protocolo I2C a transmissão da informação entre os dispositivos é feita através de 2 fios (Serial Data SDA e Serial Clock SCL) como mostrado na Figura 2.11.

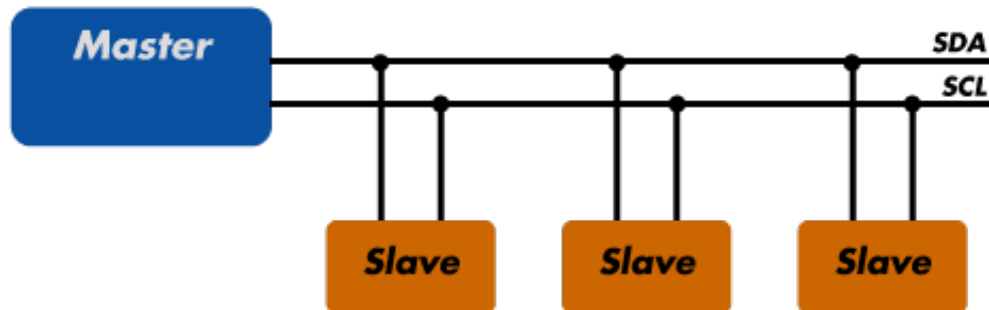


Figura 2.11: Barramento I2C. (Fonte: <http://www.arduino.br.com/arduino>)

Os dispositivos ligados ao barramento I2C possuem um endereço fixo e único, e é possível configurá-los para receber ou transmitir dados. Dessa maneira eles podem ser dispostos em uma topologia de comunicação mestre-escravo.

## 2.9 *Pulse width modulation* (PWM)

Modulação por largura de pulso ou PWM é uma técnica utilizada para transmitir a potência desejada através de uma técnica liga-desliga.

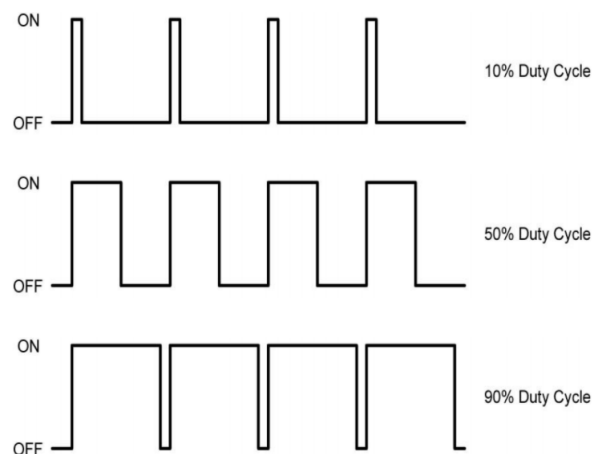


Figura 2.12: Sinal PWM. (Fonte: [http://www.mecaweb.com.br/eletronica/content/e\\_pwm](http://www.mecaweb.com.br/eletronica/content/e_pwm))

Com um sinal digital como exemplo, no caso onde 100% da potência é aplicada a carga teríamos o fornecimento de uma tensão constante em nível lógico alto, quando a potência deve ser 0, a tensão

é constante em nível lógico baixo. Quando o tempo em que a tensão permanece em nível alto é controlado, a potência média entregue a carga, pode ser ajustada. Por exemplo, se o sinal fica em nível alto por 50% do período e 50% em nível baixo, a potência média aplicada na carga é a própria tensão média, ou seja, 50%. Portanto quanto maior o tempo em que o pulso se manter em nível lógico alto maior a potência entregue a carga, quanto menor o tempo em nível lógico alto menor a potência entregue.

## **2.10 Atuadores**

### **2.10.1 ESC**

Para o controle e acionamento dos motores sem escovas utilizados neste trabalho é necessário o uso de um Electronic Speed Control (ESC). O ESC é um componente eletrônico que tem como função controlar a velocidade e a potência cinética de um motor elétrico, no caso do controle dos motores sem escova esse controle é feito variando a transição entre as diversas fases de um motor.

Em motores sem escova, a forma correta de se controlar a velocidade é variando a frequência de troca de corrente entre suas fases. Isto é feito por um microprocessador que fica instalado dentro do ESC. Este processo é feito utilizando uma sequência binária previamente armazenada em memória, e o programa envia estes dados na forma de bits que acionam conjuntos de Transistores de Efeito de Campo Metal Óxido Semicondutor (MOSFET) que por sua vez acionam as bobinas do motor em sequência.

BEC ou Battery Eliminator Circuit, é um dispositivo eletrônico que converte os 7,2v, 11.1v ou mais em 5v ou 6v para que se alimente o receptor e os servos de um aeromodelo. O BEC pode ou não estar integrado ao ESC, normalmente os ESC's mais comuns tem BEC incorporado de até 2A. Logo, eles alimentam apenas pequenos aviões elétricos. Para aviões maiores ou mesmo aviões à combustão (que com o uso de BEC's podem usar baterias de lítio), deve-se usar um BEC separado de 4A ou 5A. Neste trabalho os ESC possuem BEC integrado, porém não foram utilizados.

### **2.10.2 Servomotor**

Servomotores nada mais são do que motores DCs com circuito de controle a malha fechada integrados. Internamente eles possuem um motor dc, um potenciômetro, um circuito de controle e geralmente um conjunto de engrenagens acopladas ao motor para aumentar o torque e ao mesmo tempo diminuir a rotação como mostrado na Figura 2.13.

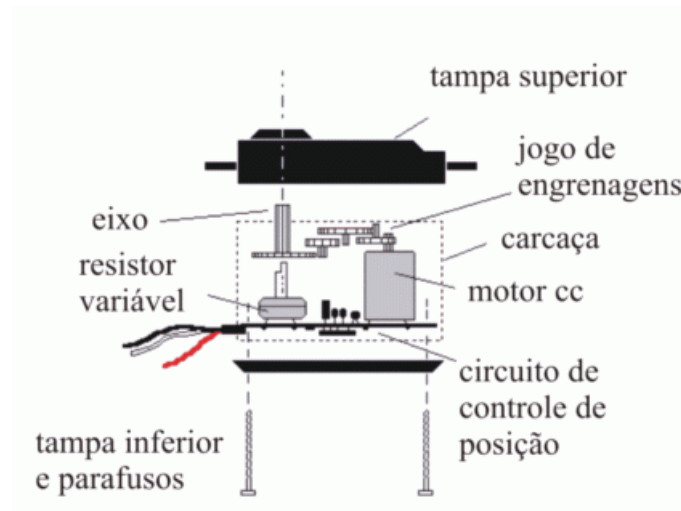


Figura 2.13: Mecanismo de um servomotor. (Fonte: <http://omecatronico.com.br/blog/como-funcionam-os-servos-motores-de-modelismo/>)

O comando funciona através de pulsos temporizados. A posição vai depender de quanto tempo o pulso fica em nível lógico alto e quanto tempo fica em nível lógico baixo. Por padrão os pulsos devem ser enviados aos servos a cada 20ms (ciclo).

Assim, é possível realizar o controle dos servos através de sinais PWM. Consultando o manual do componente é possível verificar a faixa de operação que traduz a temporização dos pulsos em uma angulação, por exemplo uma faixa de valores que vai de 1ms-2ms de pulso em nível lógico alto é traduzida em  $0^{\circ}$ - $180^{\circ}$  na angulação de saída do servomotor.

## 2.11 Sistema operacional de tempo real (RTOS)

Um sistema operacional de tempo real, do inglês REAL TIME OPERATIONAL SYSTEM (RTOS), é um programa que agenda a execução das tarefas de maneira a cumprir requisitos de prazos (i.e. *deadlines*) e tempo de execução, gerência recursos do sistema, e providência um alicerce consistente para o desenvolvimento de aplicações [17].

Para uma aplicação ser considerada uma aplicação em tempo real, ela deve não apenas possuir corretude lógica, mas também deve cumprir especificações temporais. Assim, o programa deve executar as tarefas corretamente dentro de seus tempos especificados.

O sistema operacional de tempo real faz isso pelo escalonamento e gerenciamento das tarefas, usando preempção quando necessário, e através do gerenciamento de prioridades. Uma tarefa de maior prioridade poder bloquear a execução de outra de menor prioridade para que o deadline daquela seja respeitado.

FreeRTOS é um kernel de tempo real projetado para aplicações embarcadas. É um projeto pequeno, simples e fácil de usar. O projeto contém apenas 3 arquivos escrito em linguagem C e poucas chamadas ao ASSEMBLY. Ele possui as seguintes características:

- **Tarefas:** é equivalente aos métodos em aplicações que não são aplicações em tempo real. Cada tarefa contém seu próprio código que será executado em loop infinito.
- **Filas:** no FreeRTOS as filas servem como *buffers* para a comunicação entre tarefas.
- **Preempção:** causa o bloqueio temporário de uma tarefa para a execução de outra tarefa que deve cumprir requisitos temporais como deadline ou por questão de prioridade de tarefas.
- **Scheduler:** apenas uma tarefa pode estar ativa em um determinado momento, assim o *Scheduler* é o componente responsável por determinar qual tarefa deve estar ativa em um determinado momento.
- **Portabilidade:** FreeRTOS é compatível com a maioria dos microcontroladores.
- **Escalabilidade:** FreeRTOS é open source, assim o usuário pode incluir suas próprias funcionalidades se desejado.
- **Gratuito;**
- **Ampla documentação disponível.**

## Capítulo 3

# Implementação do Hardware e Software

*“Eu não temo os computadores. Eu temo a ausência deles.” – Isaac Asimov*

### 3.1 Requisitos

O primeiro passo de todo projeto é o levantamento de requisitos que deverão ser alcançados ao final do projeto. Para citar alguns requisitos gerais de engenharia, temos prazos, especificações técnicas e custo. Um projeto é dito bem sucedido se este satisfaz com sucesso todos os requisitos especificados para o mesmo.

#### 3.1.1 Prazos

No que se diz respeito ao prazo para o projeto do hardware deste trabalho, o período designado para esta tarefa foi de um semestre. Além disso, foi designado um período de um mês para a montagem do sistema. Na prática, houveram atrasos por falha de componentes e adversidades como a mudança do laboratório de sistemas aeroespaciais do LARA para uma nova sala do prédio SG11 da Engenharia elétrica da UnB, essa nova sala teve que passar por um processo de instalação elétrica de tomadas e lâmpadas, e uma pintura que durou cerca de duas semanas. Somando tudo isso, mais as reorganizações feita na sala nova, houve um atraso de pelo menos um mês no andamento da montagem e teste do hardware desenvolvido.

Um outro problema relacionado ao hardware que também gerou atraso foi a falta de baterias e carregadores específicos para nossa aplicação, este foi resolvido juntamente com o professor Henrique do departamento de Engenharia Elétrica que nos forneceu o carregador de baterias. A partir daí, foram inicializados todos os testes de componentes e integração do sistema.

#### 3.1.2 Custo

O custo é um fator delimitante de todo e qualquer projeto de engenharia, e deve ser levado em conta como requisito do mesmo. Projetos podem se tornar inviáveis por simples questões econômicas e não apenas por impossibilidade de realização técnica.



Este trabalho apresenta o desenvolvimento de um robô aéreo de baixo custo, materiais economicamente viáveis devem ser utilizados e gastos desnecessários devem ser evitados já que o mesmo trata-se de um trabalho de conclusão de curso engenharia sem nenhum tipo de financiamento das partes que integram este trabalho. Portanto, é de suma importância a análise dos trade-offs relacionados a custo-benefício.

### 3.1.3 Especificações Técnicas

As especificações técnicas podem ser vistas como uma tradução do desejo do cliente em elementos usados na engenharia do produto. Assim, é essencial fazer um bom levantamento de requisitos para a compreensão exata do que se é esperado como produto final.

Os requisitos técnicos referentes à este trabalho estão bem claros, no sentido de que o LARA já possui um bom arcevo de projetos similares, e as características de funcionalidade dos sistemas de um robô aéreo já são bem conhecidas.

Algumas especificações que foram adotadas neste trabalho:

- **Funcionalidades:** O robô aéreo deve ser capaz de gerar sinais PWM para o controle de dois servomotores e dois ESCs, se comunicar com os sensores: acelerômetro, girômetro, magnetômetro, sonar e GPS;
- **Material disponível no LARA:** Para saber quais materiais irão ser utilizados, deve-se saber previamente quais as funcionalidades do sistema que será projetado. A experiência do projetista com projetos semelhantes ajuda a eliminar desperdícios pelo conhecimento prévio dos materiais que podem ser utilizados e seus trade-offs. No caso deste trabalho, ambos projetistas não possuem experiência com este tipo de projeto específico, o que tornou difícil inicialmente a seleção de materiais, gerando posteriormente atrasos e custos desnecessário devidos a escolha errônea de componentes. Porém, a maioria dos materiais utilizados foram disponibilizados pelo LARA. Assim, não houveram gastos exorbitantes com a aquisição de novos componentes;
- **Confiabilidade:** O sistema eletrônico deve funcionar da forma desejada, assim como a estrutura mecânica deve ser robusta o suficiente para suportar os esforços e vibrações sofridos pelo robô aéreo, sem que ele desmonte ou quebre;
- **Dimensões físicas reduzidas:** Devem ser escolhidos materiais estruturais e componentes eletrônicos pequenos de modo que o robô aéreo seja compacto e leve;
- **Peso final do sistema montado:** O robô aéreo deve ter um peso tal que o empuxo dos rotores seja capaz de manter o sistema em vôo. Para evitar saturação de atuadores, é desejado que o peso fique abaixo de pelo menos 80% do peso suportado pela potência dos rotores. A estrutura de uma robô aéreo deve ser simétrica, de forma a manter o centro de massa no centro. Um desvio do centro de massa ao centro simétrico da estrutura do robô aéreo prejudica a estabilidade e faz com que o modelamento dinâmico e o algoritmo de controle que for projetado para o mesmo não sejam mais válidos;

- **Baixo consumo de Energia:** O sistema final conta apenas com uma bateria que irá fornecer energia para todo o sistema, rotores, servos, sensores e microcontroladores. Quanto menor for o consumo de energia do sistema, maior será a autonomia do robô aéreo.

### 3.2 Projeto da Estrutura Mecânica

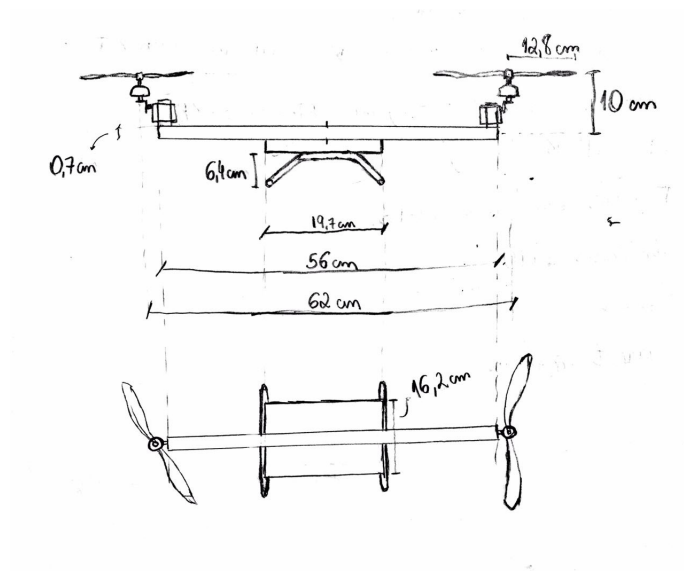


Figura 3.1: Medidas da estrutura do robô aéreo.

Para o projeto da estrutura mecânica (i.e. todos os componentes físicos e não eletrônicos) serão utilizados quase que na sua totalidade materiais encontrados no LARA, assim o custo do projeto para seus participantes será mínimo, e o tempo de prototipagem será otimizado.

O projeto do frame da estrutura do bi-rotor deve ser suficientemente simples contendo: um suporte para a eletrônica embarcada, um eixo com os rotores e os servomecanismos, e uma base estável para pouso.

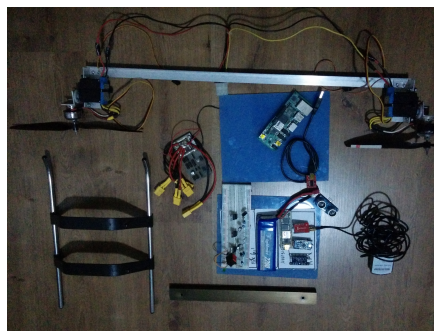


Figura 3.2: *Hardware* disponível.

A Figura 3.2 mostra a maior parte dos componentes que foram disponibilizados pelo LARA, e que foram utilizados no projeto, dentre os componentes estruturais encontram-se:

- Barras de alumínio em L;
- Placas retangulares de acrílico;
- Base de helimodelo;
- Parafusos, porcas e arruelas;
- Componentes de servomecanismos.

Projetar uma base demandaria tempo e custos adicionais ao projeto com materiais e usinagem de peças. Assim foi utilizada uma base pronta de um helimodelo, utilizada em projetos anteriores e disponível no LARA como mostra a Figura 3.3.



Figura 3.3: Base de Helimodelo.

O suporte para a eletrônica embarcada será uma placa de acrílico também disponível no LARA. Esta placa permite uma certa flexibilidade em termos de montagem e customização. Componentes podem ser facilmente aparafusados na mesma, e é fácil cortá-la para que se tenha o formato desejado. Neste trabalho, ela foi aparafusada sobre a base de helimodelo, e sobre ela foram aparafusadas as duas placas eletrônicas que foram desenvolvidas, o eixo de rotores e todo hardware auxiliar que foi necessário. A bateria foi fixada na placa de acrílico utilizando um velcro adesivo.

As dimensões físicas da placa de acrílico mostrada na Figura 3.4 são 16 cm x 19,5 cm. Assim toda a eletrônica embarcada, contando com a bateria e hardware de montagem (e.g. barras de alumínio para suporte do eixo de rotores), foram pensadas de tal forma que não fossem extrapoladas essas dimensões.

Com isso em mente, definiu-se as seguintes áreas na base de acrílico:



Figura 3.4: Layout dos componentes no acrílico.

- O primeiro retângulo da Figura 3.4 diz respeito à área reservada para a placa de distribuição de potência do sistema, logo a mesma não pôde ter dimensões maiores que 11,5 cm x 6,1 cm;
- O retângulo do meio diz respeito à área reservada à bateria, e ela foi obtida simplesmente traçando-se o perfil da mesma sobre um papel;
- O terceiro e ultimo retângulo diz respeito à área reservada para o equipamento de aquisição e processamento de dados do sistema, respeitando-se um limite dimensional de 11,5 cm x 6,5 cm.

Além destas áreas reservadas, percebe-se que a placa ainda possui regiões não reservadas. Essas regiões extras devem existir, pois são elas que garantem espaços que serão utilizados para fins de montagem estrutural do frame do bi-rotor (e.g. fixação de barra laterais de alumínio que servirão para a fixação do eixo de rotores).

Para a visualização e constatação da viabilidade do uso desta base de acrílico no projeto do bi-rotor, os componentes foram dispostos dentro de seus limites reservados como mostrado na Figura 3.5



Figura 3.5: Visualização espacial dos componentes no acrílico.

Lembrando que o sonar, componente que encontra-se fora da placa de acrílico na Figura 3.5 estará localizado na parte inferior da base de acrílico, pois ele medirá a distância do bi-rotor em relação ao solo.

O projeto do eixo dos rotores foi todo baseado em barras de alumínio em formato de L disponíveis no LARA. Além de serem leves, elas dispõem da rigidez necessária que a estrutura deve ter para que o modelamento dinâmico represente bem o comportamento do sistema real.

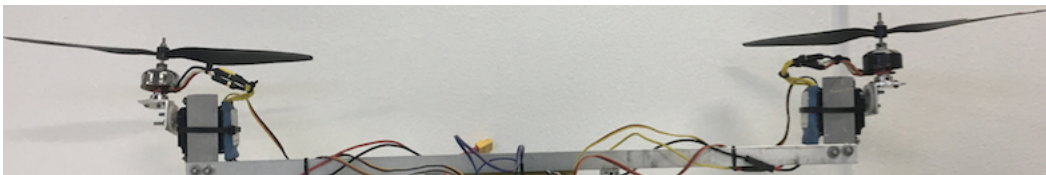


Figura 3.6: Eixo dos rotores.

Para a escolha do comprimento do eixo, duas questões foram importante:

- **Dimensões das hélices:** O eixo deve ser longo o suficiente de modo que acomode as hélices sem que elas possam atingir o equipamento central causando danos;
- **Rigidez:** O eixo não pode ser demasiadamente longo, pois quanto maior for seu comprimento menor sua rigidez, isso faz com que o modelamento dinâmico baseado em corpos rígidos não seja mais válido.

O comprimento final escolhido e mostrado na Figura 3.1, foi tal que as hélices tiveram uma boa margem de segurança para girar livremente sem que atingisse os demais componentes, e que ainda assim mantivesse a barra rígida (i.e. não envergável com a aplicação de esforço mecânico) e leve. Assim, o comprimento final foi de 56 cm.



Figura 3.7: Detalhes do servomecanismo.

A Figura 3.7 mostra como foi feita a fixação dos servomotores na barra principal de alumínio em L. Os servomotores foram aparafusados em uma barra de alumínio em L secundária que teve a lateral cortada em "U" para o encaixe dos servomotores. A barra de alumínio secundária foi então aparafusada na barra principal e foi adicionado um *tight up* para fixar o ESC junto ao servomotor na barra secundária. Este mecanismo está longe do ideal, onde componentes usinados ou feitos em impressão 3D são preferíveis, porém para fins de prototipagem essa abordagem foi suficiente.

Para o suporte dos rotores foi utilizada uma terceira barra de alumínio em L de tamanho reduzido que foi aparafusada nos servomotores em uma extremidade e nos motores na outra extremidade como mostra a Figura 3.8.

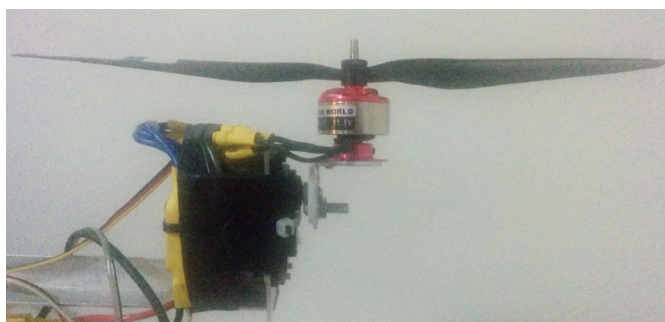


Figura 3.8: Acoplamento do rotor ao servomecanismo.

Uma preocupação em termos de estabilidade, é fazer com que o eixo do empuxo das hélices fique alinhado com o centro de massa do bi-rotor para que ele se mantenha em posição horizontal quando em estado de plainagem, facilitando assim o controle da aterrisagem e decolagem, visto que o bi-rotor irá se manter alinhado horizontalmente com o plano de pouso.

Assim, o eixo dos rotores foram posicionado acima da bateria que é o componente mais pesado do sistema e que está localizado no centro da placa de acrílico como mostrado na Figura 3.9.

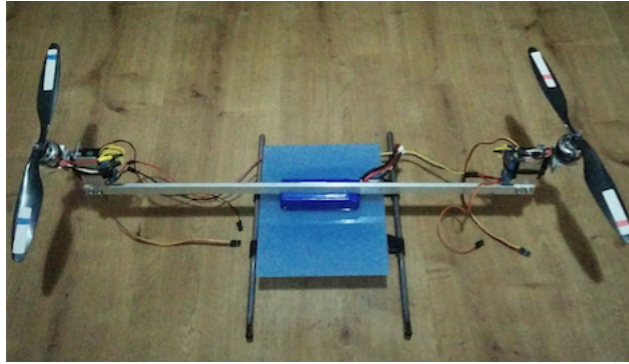


Figura 3.9: Posição do eixo dos rotores.

### 3.3 Componentes eletrônicos

#### 3.3.1 Módulos

O projeto da eletrônica embarcada do bi-rotor divide-se em dois módulos principais:

- **Módulo de Potência:** Composto pela bateria e uma placa de distribuição de energia para o restante do sistema eletrônico;
- **Módulo de Aquisição e processamento de dados:** Composto pelo microcontrolador que efetua a aquisição e tratamento de dados, o envio dos sinais PWM, e a interface com o computador e joystick.

Antes de apresentar a topologia dos módulos e da integração resultante do sistema, detalhes dos componentes utilizados serão abordados.

#### 3.3.2 Arduino

O arduino é o processador Central no sistema do bi-rotor, ele é responsável por obter os dados dos diversos sensores e enviá-los para o computador via USB, além de ser capaz de gerar os sinais PWM necessários para o comando dos servomotores e dos ESCs.

Inicialmente seria utilizado um Arduino Uno, pela facilidade de prototipagem, amplo suporte técnico e códigos-base existentes. Porém o LARA disponibiliza de placas Arduino Pro mini. O Arduino Pro mini é menor, mais leve, e possui a mesma facilidade para prototipagem e suporte técnico. Além disso, o módulo Arduino Pro mini é capaz de gerar os 4 sinais de PWM necessários para o comando dos dois servomotores e dos dois ESCs, pinos para comunicação I2C com o módulo IMU, dois pinos digitais para efetuar a comunicação com o módulo sonar, um pino digital para receber dados do GPS e dois pinos para comunicação do tipo *Universal Asynchronous Receiver/Transmitter* (UART RX/TX) para a comunicação com o computador.

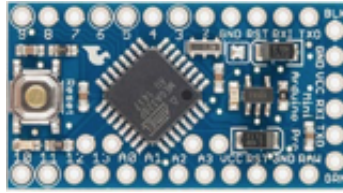


Figura 3.10: Arduino Pro mini. (Fonte: <https://www.arduino.cc/en/Main/ArduinoBoardProMini>)

Característica	Descrição
Microcontrolador	ATmega328
Tensão de operação	3,3V (Modelo utilizado neste trabalho)
Tensão de alimentação	3,35 - 12V (modelo de 3,3V)
Pinos digitais de I/O	14 (dos quais 6 disponibilizam saída PWM)
Pinos de entrada analógica	6
Corrente DC por pino I/O	40mA
Memória Flash	32kB (dos quais 0,5 kB são usadas pelo bootloader)
SRAM	2 kB
EEPROM	1 kB
Clock Speed	8 MHz (modelo de 3,3V)
Preço	R\$ 11,00

Tabela 3.1: Especificações do Arduino Pro mini.

### 3.3.3 Servomotor

Foram utilizados dois servomotores do modelo da Figura 3.11. Sua função no sistema é gerar os ângulos de inclinação (*tilt*) nos rotores como mostra a Figura 3.31. Esses ângulos atuando em conjunto com o torque dos rotores controla a dinâmica do robô aéreo.



Figura 3.11: Servomotor HS-485HB. (Fonte: <https://www.servocity.com/hs-485hb-servo>)



Característica	Descrição
Sinal	PWM / analógico
Torque	4,82 kg-cm (alimentado com 4,8V)
Velocidade	0,22 sec/60º (alimentado com 4,8V)
Peso	45,1 g
Tipo do motor	3-polos
Engrenagem	plástica
Rotação/suporte	Rolamento único
Alcance rotacional	60º
Ciclo de pulso	20 ms
Comprimento do pulso	900-2100 µs
Tipo de conector	JR
Preço	R\$ 80,00

Tabela 3.2: Especificações do Servomotor HS-485HB.

### 3.3.4 ESC

Foram utilizados dois ESCs do modelo da Figura 3.12. Eles recebem um sinal PWM do arduino e controlam a velocidade de rotação dos motores. Eles são alimentados diretamente por uma bateria de 11.1 V e 3 células (3S) e são conectados ao arduino por seu conector padrão JR, onde o cabo branco recebe o sinal do arduino e o cabo preto deve ser conectado ao ground do arduino. O cabo vermelho do conector JR não foi utilizado nesse projeto, ele fornece uma tensão constante de 5V que pode ser utilizada para alimentação de outro componente.



Figura 3.12: ESC Himodel 25A Economic Series. (Fonte: <https://pt.aliexpress.com/w/wholesale-himodel-esc.html>)

Característica	Descrição
Corrente Contínua	25A
Corrente de pico	35A
Modo BEC	N/A
Li-ion / L-poly	2-4 S
NiMH / NiCd	5-12 S
Programável	sim
Proteção de descarga balanceada	N/A
Peso	21 g
Preço	R\$ 85,49

Tabela 3.3: Especificações do ESC.

### 3.3.5 Motor Brushless

Os motores que recebem o sinal de controle dos ESCs são motores sem escova BM2410-08 mostrado na Figura 3.13. Eles são motores baratos, porém fornecem o torque necessário para prover empuxo suficiente para fazer com que o robô aéreo levante vôo.



Figura 3.13: Motor brushless. (Fonte: <http://www.rcw.ro/catalog/>)

Característica	Descrição
Dimensões	31 x 62 mm
Peso	54,5 g
Tensão	7,2 - 12,6 V
Corrente de repouso	0,6 A
Bateria	2-3 S
rpm/v	890 Kv
Eixo	3 mm
Corrente máxima efetiva	10,9 A
Máxima eficiência	70 %
Máxima rpm	7200 r/min
Corrente máxima	12 A/60s
Máxima potência	84 W/60s
Preço	\$ 10,00

Tabela 3.4: Especificações do motor Brushless.

### 3.3.6 IMU

A IMU utilizada neste trabalho foi a IMU 10 DOF da adafruit que custa \$ 29,95. Esta IMU é uma placa breakout que contém 3 módulos de sensores, e provê comunicação com estes módulos via I2C.

Os módulos presentes na IMU são:

- **L3GD20H girômetros de 3 eixos:** O módulo L3GD20H é um girômetro de 3 eixos de baixo consumo de energia. Este módulo possui os elementos sensores e uma interface IC para disponibilizar a variação angular medida para outros componentes via interface digital (I2C/SPI) como descrito em [18].
- **LSM303DLHC Magnetômetro de 3 eixos e acelerômetro de 3 eixos:** O módulo LSM303DLHC é um sistema de baixo consumo de energia contendo os elementos sensores e um serial bus de interface I2C capaz de operar em 100 kHz e 400 kHz para disponibilizar as componentes do campo magnético local medidas como descrito em [19].
- **BMP085 Barômetro e termômetro:** Contém um sensor digital de temperatura e de pressão de alta precisão e baixo consumo de energia e uma interface de comunicação I2C para integração com microcontrolador. Este módulo é baseado em tecnologia piezo-resistiva para robustez contra EMC. Possui boa linearidade e vida útil longa como descrito em [20]. Os sensores deste módulo não foram utilizados neste trabalho.



Figura 3.14: IMU 10 DOF adafruit. (Fonte: <http://www.alliedelec.com>)

Característica	Descrição
Tensão de alimentação	2,2 - 3,6 V
Temperatura de operação	-40 a 85 ° C
I/O de baixa tensão	1,8 V
Sleep mode	sim
Velocidade de ligar/acordar	rápida
Escala	$\pm 245$ , $\pm 500$ , $\pm 2000$ dps
Output	16 bits
Output de temperatura	8 bit

Tabela 3.5: Especificações L3GD20H.

Característica	Descrição
Escala Magnetômetro	$\pm 1,3$ até $\pm 8,1$ gauss
Escala acelerômetro	$\pm 2g$ / $\pm 4g$ / $\pm 8g/\pm 16g$
Output	16 bits
interface serial I2C	sim
Tensão de alimentação	2,16 - 3,6 V
modo de baixo consumo	sim

Tabela 3.6: Especificações LSM303DLHC.

Característica	Descrição
Tensão de alimentação	1,8 - 2,6 V
Escala de pressão	300 - 1100 hPa (9000m... -500 acima do nível do mar)
Baixo consumo	5 $\mu$ A em 1 amostra/seg em modo padrão
Baixo ruído	<0,1m alcançável por software
interface serial I2C	sim

Tabela 3.7: Especificações BMP085.

### 3.3.7 Sonar

O sonar tem a função de medir a altura em que o robô aéreo se encontra em relação ao solo. Ele é importante em situações de pouso e decolagem. Ele recebe um sinal do arduino (Trigger) e envia de volta a resposta (Echo) caso detecte algum objeto em sua área de alcance. Para isso, ele usará dois pinos digitais do microcontrolador para comunicação.

O módulo Sonar HC-SR04 [2] possui tensão de alimentação de 5V, assim ele não pode ser alimentado com a mesma tensão que o arduino pro mini utilizado neste trabalho que é de 3.3V. Deste modo a sua alimentação vem da bateria de 11.1V que é convertida para 5V pelo regulador de tensão LM7805.

Outro problema relacionado a tensão dos componentes surge para a comunicação entre ele e o arduino. Os pinos de I/O do sonar funcionam com lógica digital compatível para 5V enquanto o arduino trabalha em 3.3V, um componente de conversão de nível lógico bidirecional mostrado na Figura 3.15 teve que ser adotado para interfacear o módulo sonar com o arduino.

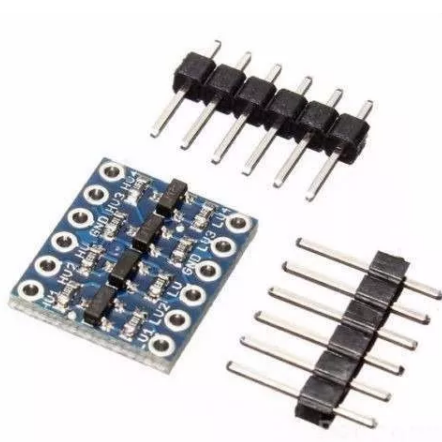


Figura 3.15: Conversor de nível lógico bidirecional. (Fonte: [http://produto.mercadolivre.com.br/MLB-725918895-conversor-de-nivel-logico-bidirecional-i2c-5v-33v-arduino-\\_JM](http://produto.mercadolivre.com.br/MLB-725918895-conversor-de-nivel-logico-bidirecional-i2c-5v-33v-arduino-_JM))

Característica	Descrição
Base de conversão	Transistor de efeito de campo
Número de canais	4
Tensões	5 - 3,3V / 2,8 V - 1,8V
Bidirecional	sim
Pode ser usado com	canal I2C, SPI , serial RS232, modulo bluetooth, ethernet e etc
Preço	R\$ 6,77

Tabela 3.8: Especificações do conversor de nível lógico.

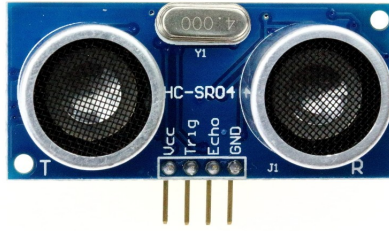


Figura 3.16: Sonar HC-SR04. (Fonte: <http://buildbot.com.br/blog/como-utilizar-o-sensor-ultrasonico-hc-sr04/>)

Característica	Descrição
Tensão de alimentação	5 V
Corrente	15 mA
Frequência	40 Hz
Máximo alcance	4 m
Mínimo alcance	2 cm
Trigger input	10 $\mu$ s pulso TTL
Echo Output	sinal TTL proporcional ao input trigger e ao valor medido
Dimensões	45 x 20 x 15 mm
Preço	R\$ 12,90

Tabela 3.9: Especificações do sonar HC-SR04.

### 3.3.8 Módulo GPS

O módulo venusGPS [21] não foi estudado a fundo nesse trabalho, porém foi feita uma verificação da possibilidade da integração desse componente em trabalhos futuros com a continuidade do projeto do robô aéreo. Ele foi diretamente conectado ao pino digital 10 do arduino e para testes foi utilizada uma antena de GPS automotivo. Assim, foram lidos latitude e longitude sem nenhum tipo de tratamento de dados ou preocupação com precisão, o objetivo foi a verificação do funcionamento desse componente conectado ao pino digital 10 do arduino já que os pinos RX/TX serão usados para comunicação com o computador.



Figura 3.17: Módulo venus GPS. (Fonte: <https://www.sparkfun.com/products/11058>)

Característica	Descrição
Tensão de alimentação	2,8 - 3,6 V
Consumo de energia	< 68 mA
Temperatura de operação	- 40 a 85 ° C
Precisão (Posição, velocidade, clock)	2,5 m , 0,1 m/seg , 60 ns
Tempo de re aquisição	< 1s
Sensibilidade	-165 dBm tracking -148dBm cold start
Dinâmica	4G
Limites de operação ( Altitude , Velocidade )	< 18000m, < 515 m/s
Interface	UART LVTTL level
Baud rate	4800 / 9600 / 38400 / 115200
Preço	\$ 49,95

Tabela 3.10: Especificações módulo venus GPS.



Figura 3.18: Antena de GPS automotivo. (Fonte: [http://produto.mercadolivre.com.br/MLB-808182957-antena-gps-automotiva-\\_JM](http://produto.mercadolivre.com.br/MLB-808182957-antena-gps-automotiva-_JM))

Característica	Descrição
Tensão de alimentação	3,3 - 5V
Peso	60 g
Frequência	1575,42 MHz $\pm$ 3MHz V.SWR 1,5:1
Impedância	50 Ohm
Ganho	30dB $\pm$ 3
Ganho de pico	3 dBic
Temperatura de operação	- 40° a 85° C
Preço	R\$ 16,99

Tabela 3.11: Especificações Antena GPs automotivo.

### 3.3.9 Bateria

A bateria fornece energia para todo o sistema. Ela deve ser robusta o suficiente para fornecer energia durante um tempo satisfatório de operação, porém deve respeitar um limite de peso e dimensões físicas já que o robô aéreo deve ser leve e compacto. Uma bateria de 2200 mAh e 11.1 V foi escolhida para este trabalho, ela fornece a tensão e carga necessária ao sistema, não é muito pesada e possui as dimensão necessárias para acoplamento no frame estrutural desenvolvido para o robô aéreo.



Figura 3.19: Bateria ZIPPY Compact 25C. (Fonte: [http://produto.mercadolivre.com.br/MLB-782742475-bateria-de-lipo-2200mah-3s-25c-zippy-compact-pode-retirar-\\_JM](http://produto.mercadolivre.com.br/MLB-782742475-bateria-de-lipo-2200mah-3s-25c-zippy-compact-pode-retirar-_JM))

Característica	Descrição
Tensão	11,1V
Número de células	3
Capacidade mínima	2200 mAh
Descarga	25C constante / 35C Pico
Peso	163 g
Dimensões	107 x 21 x 34 mm
Plug de Carga	JST-XH
Plug de Descarga	XT60
Preço	R\$ 99,00

Tabela 3.12: Especificações da Bateria ZIPPY Compact 25C.

### 3.3.10 Reguladores de Tensão

Três reguladores de tensão foram utilizados nesse projeto para disponibilizar as diferentes tensões de alimentação que o sistema necessita (3.3V, 5V, 6V), lembrando que a tensão de alimentação dos ESC que é de 11.1V vem da conexão direta com a bateria.

Os reguladores escolhidos foram:

- **LM7805:** Transforma a tensão de 11.1 V em 5 V;
- **LM317:** Regulador de tensão ajustável que neste trabalho transforma a tensão de 11.1 V em 6 V;
- **LD33V:** Transforma a tensão de 11.1V em 3,3 V.



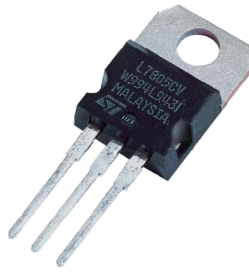


Figura 3.20: Regulador de tensão. (Fonte: <https://www.robocore.net/loja/produtos/regulador-de-tensao-5v-7805.html>)

## 3.4 Integração do sistema

### 3.4.1 Abordagem inicial

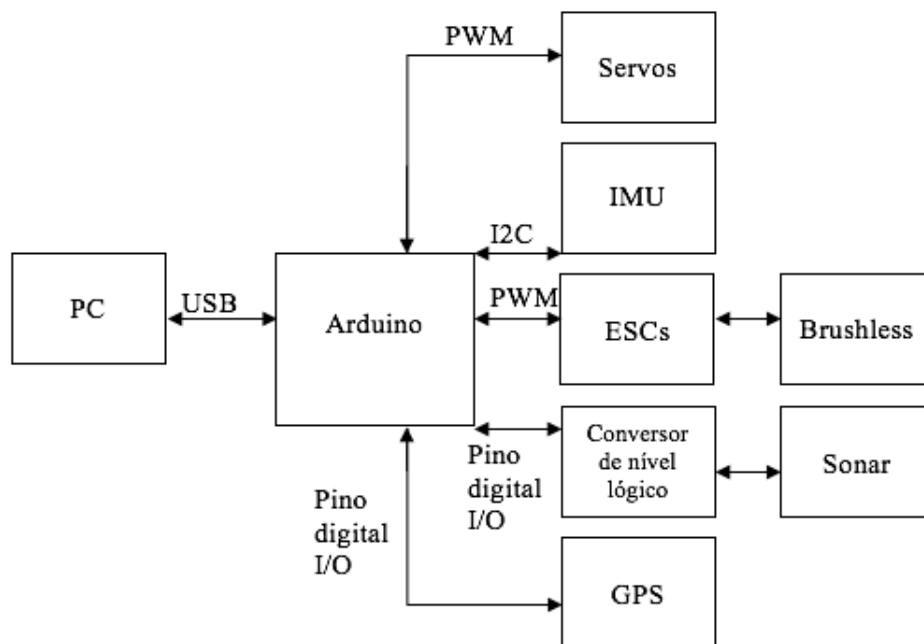


Figura 3.21: Diagrama inicial do sistema.

Inicialmente foi pensada uma topologia que pudesse satisfazer os requisitos técnicos para este trabalho mas que não fosse demasiadamente complicada, pois este trabalho é o ponto inicial para o desenvolvimento de um robô aéreo bi-rotor no departamento de Engenharia Elétrica. Portanto, tratando-se de um protótipo inicial, é importante que todo o sistema deva ser facilmente compreendido por outros alunos dispostos a continuar os trabalhos e expandir o projeto a partir deste.

Com o arduino como microcontrolador central fazendo o papel de processamento de todo o sistema, uma topologia simples e enxuta que satisfaça os requisitos de projeto é mostrada na

Figura 3.21. Para os testes do sistema, o usuário precisa apenas de seu computador, para que receba as informações desejadas no serial monitor do arduino. O usuário pode também para efeito de testes, efetuar os comandos sobre os servomotores e ESCs da forma que lhe for mais conveniente via software.

### 3.4.2 Topologia final

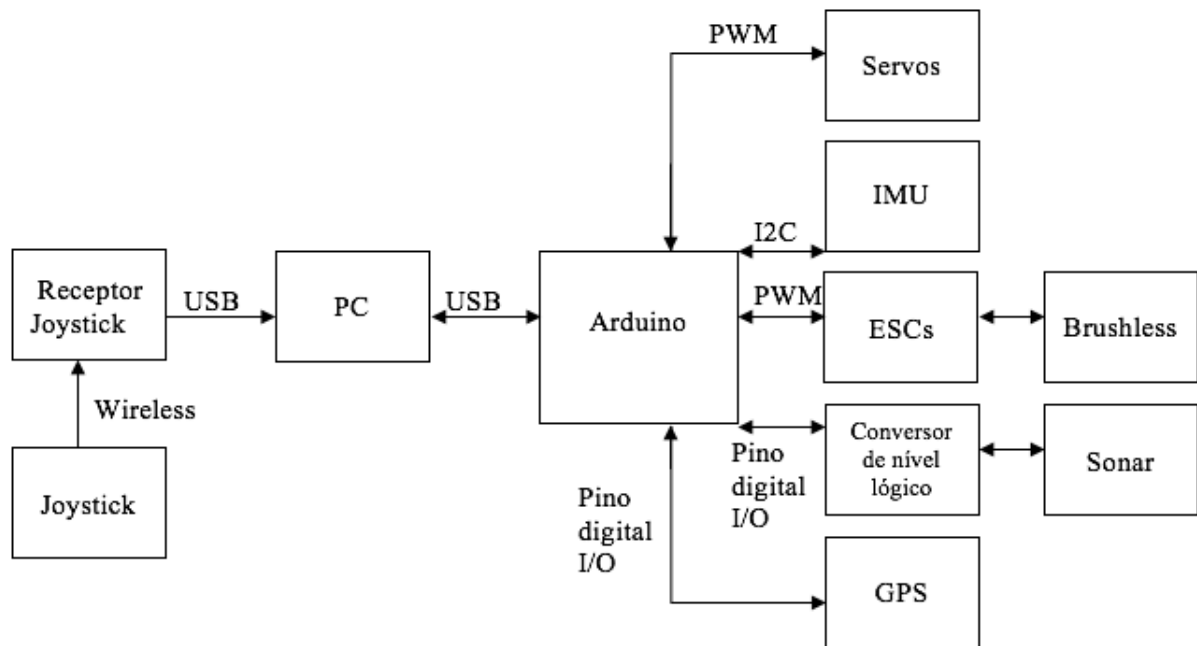


Figura 3.22: Diagrama do sistema implementado.

Para uma validação e execução mais sofisticada de ações de comando sobre os atuadores presentes no sistema, foi adicionado um *joystick* wireless do modelo da Figura 3.23. Este joystick se comunica via wireless com o receptor que é conectado na porta USB do computador.

Dessa forma, para realizar o interfaceamento *Joystick*-Sistema, foi necessário o desenvolvimento de uma aplicação que interfaceia o *joystick* com o arduino que será abordado na subseção 3.5.3.



Figura 3.23: Joystick Freedom 2.4 cordless joystick. (Fonte: <http://www.cybbay.com/store/logitech-freedom-2.4-ghz-cordless-joystick-963283-0403.html>)

## 3.5 Software

### 3.5.1 Arduino

Como o arduino é o único processador presente no sistema, todo o código que foi desenvolvido para testar os componentes foi desenvolvido na IDE do arduino.

#### 3.5.1.1 Código para a IMU 10 DOF da adafruit

O módulo 10 DOF da adafruit conta com bibliotecas específicas desenvolvida para arduino. Assim, a base de códigos prontos que podem ser personalizados de acordo com a aplicação é um ponto positivo no uso deste componente juntamente com o arduino. Estas bibliotecas fazem a configuração de baixo nível dos sensores e fornecem funções de alto nível que podem ser usadas para fins gerais. Para cada módulo contido na placa breakout 10 DOF da adafruit, existe uma biblioteca com exemplos de leitura de dados crus dos sensores e também um exemplo onde o tratamento de dados é utilizado para fornecer os ângulos de orientação no eixo de coordenadas mostrado acima do sensor.

Foram utilizados os exemplos em que os dados crus dos sensores são obtidos para uma análise de performance e validação dos sensores, assim como, o exemplo onde os ângulos de orientação são obtidos a partir da leitura do acelerômetro e do magnetômetro.

#### 3.5.1.2 Código de comando dos servomotores e ESCs

Para o controle dos servomotores e ESCs foi utilizada a biblioteca Servo.h que fornece os objetos do tipo Servo. A partir destes objetos, podemos fazer a chamada ao método `.attach()` para relacionar o componente aos pinos de I/O do arduino, e o mais interessante é a chamada ao método `.write()` que recebe como parâmetro um ângulo entre 0-180° e envia o sinal PWM correspondente aos servos, tornando assim o controle dos servos e ESC por PWM uma tarefa trivial.

No caso do controle dos ESCs algumas funções extras foram utilizadas:

- **arm():** Envia o valor 0 para os ESCs de modo que a rotação inicial dos motores seja nula;
- **setSpeed1(), serSpeed2():** Recebe o valor desejado para a velocidade em porcentagem de 0-100% e então faz um mapeamento desse valor para a angulação de 0-180° utilizada pelo método `.write()` que é de fato o método que envia o sinal PWM correspondente aos ESCs.

### 3.5.1.3 Código do sonar

Para a leitura do sonar foi utilizada a biblioteca Ultrasonic.h. Com esta biblioteca o usuário designa os pinos do arduino que serão o *trigger* e o *echo*. Então, o usuário pode chamar o método `.timing()` para enviar o sinal de *trigger* ao sonar e receber o tempo transcorrido até a recepção do sinal de *echo*, o próximo passo é a chamada do método `ultrasonic.convert()` que recebe como parâmetro o valor retornado em `.timing()` e o converte para centímetros de acordo com a relação linear tempo de resposta *vs* distância do componente.

### 3.5.2 FreeRTOS

O FreeRTOS para arduino é implementado como uma biblioteca. Deste modo, para tornar uma aplicação do arduino em uma aplicação com sistema operacional de tempo real, basta incluir esta biblioteca no código e realizar as chamadas de suas funções. Lembrando que uma aplicação em tempo real trabalha com tarefas, e não mais com métodos, o método `loop` do arduino deverá ser deixado em branco na maioria dos casos e as tarefas devem conter um loop infinito dentro delas.

Neste trabalho o FreeRTOS foi utilizado para a verificação de sua viabilidade no projeto. Era importante fazer essa verificação pois, o arduino apenas, não é capaz de realizar duas ou mais funções que devem acontecer simultaneamente. Neste contexto o FreeRTOS foi utilizado e para testes foram escritas 3 tarefas:

- **TaskBlink:** Pisca um led com período de 2 segundos em um loop infinito;
- **TaskESCS:** Acelera os motores até uma potência desejada, os mantém ligados por 2 segundos, desacelera os motores e aguarda 2 segundo. Este processo é repetido em um loop infinito;
- **TaskSERVOS:** Rotaciona os servomotores de 0° até 179° e então de 179° até 0° em um loop infinito.

Este programa foi observado por volta de 20 min onde não ocorreram falhas e as três tarefas se comportaram da forma desejada. A primeira tarefa tem prioridade 1 e as outras duas foram designadas com prioridade 2, onde 2 significa uma prioridade maior que 1.

### 3.5.3 Processing

Processing é um software e linguagem de programação flexível baseada em JAVA para a aprendizagem de programação no contexto de artes visuais. A característica que tornou essa aplicação útil para este trabalho foi a integração que ela possui com o arduino. Assim, códigos em processing e arduino são bastante similares e podem ser integrados de forma simples.

Após a tentativa do uso do JAVA puro para a criação da interface do joystick com o sistema via arduino, percebeu-se que o projeto estava ficando demasiadamente complicado e com o curto tempo disponível para o término do mesmo, ficou inviável o uso do JAVA.

Assim, após uma pesquisa por alternativas na abordagem deste problema, chegou ao conhecimento dos projetistas a linguagem processing e sua biblioteca para leitura de input de joystick chamada de GameControllerPlus.

Foi usado um exemplo desta biblioteca como base, e então um código de leitura de joystick foi desenvolvido usando-se apenas funções de alto-nível disponíveis pela GameControllerPlus, o que facilitou e acelerou muito o desenvolvimento, de fato, foi necessário apenas 1 dia de trabalho para a compreensão da plataforma e o desenvolvimento da aplicação até uma versão suficientemente prática, que está representada no fluxografo da Figura 3.26. Após a leitura do joystick estar funcionando da forma desejada, foi feita uma comunicação serial simples entre a processing e o arduino.

Esta comunicação é baseada em polling das informações do joystick que envia os últimos dados disponíveis dos 3 eixos de rotação e do slider de aceleração.

O arduino identifica qual informação é de determinado componente do joystick a partir de caracteres de controle concatenados ao final da string de cada dado numérico que é recebido do joystick e tratado para a transmissão e então realiza a ação de comando desejada:

- O caractere '.' sinaliza que o dado recebido foi o dado proveniente do eixo X;
- O caractere '/' sinaliza que o dado recebido foi o dado proveniente do eixo Y;
- O caractere ',' sinaliza que o dado recebido foi o dado proveniente do eixo Z;
- O caractere ';' sinaliza que o dado recebido foi o dado proveniente do slider de aceleração

O processamento da parte do código do arduino está mostrado no fluxografo da Figura 3.27.

Para auxiliar na depuração de problemas de formatação de dados a serem enviados (i.e. se deveriam ser enviados como objetos *String*, vetores de caracteres, ou outro formato de variável) utilizou-se uma janela para mostrar os dados que estavam sendo enviados e recebidos como mostra a Figura 3.24.

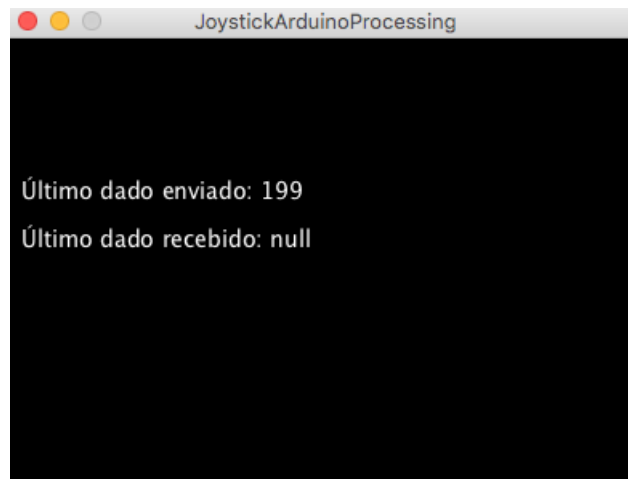


Figura 3.24: Programa de leitura do joystick e envio de dados via serial para o arduino, janela de depuração.

Após a compreensão do método correto de comunicação entre processing e arduino, a movimentação do *joystick* pode ser acompanhada com uma janela de posição X-Y mostrada na Figura 3.25, que já vem implementada na base do código exemplo e que não precisa ser alterada, a chamada das funções estão no método *draw()*.



Figura 3.25: Programa de leitura do *joystick* e envio de dados via serial para o arduino, janela que mostra a movimentação do *joystick* .

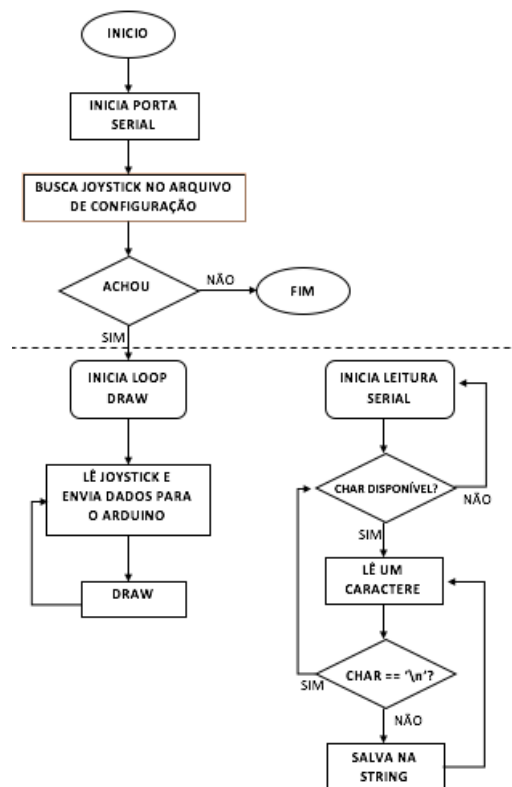


Figura 3.26: Fluxografo do processamento do processing no programa de leitura do *joystick*.

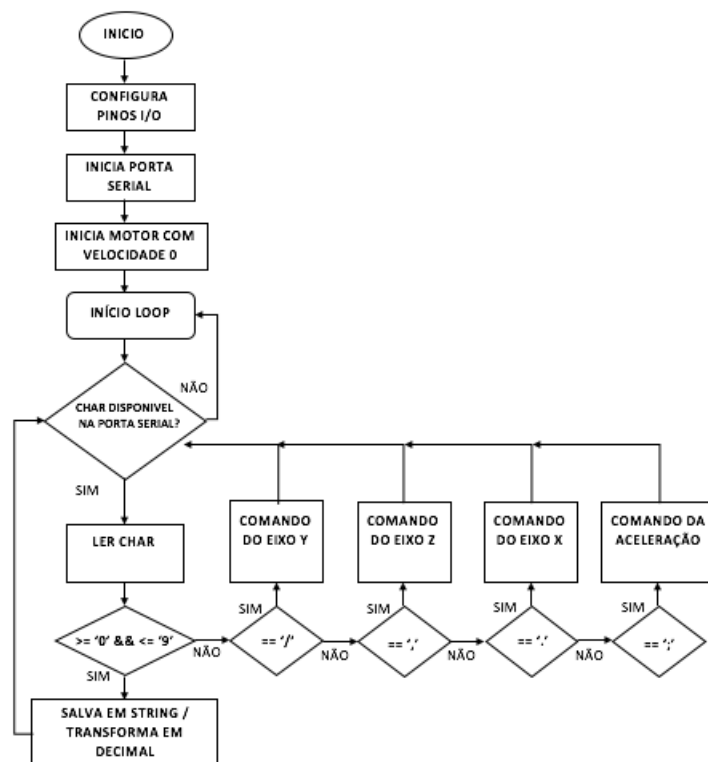


Figura 3.27: Fluxografo do processamento do arduino no programa de leitura do *joystick*.

## 3.6 Resultados

### 3.6.1 Resultados estruturais e de prototipagem

#### 3.6.1.1 Peso

Analisando a curva da Figura 3.28 fornecida para as hélices utilizadas, e levando em consideração que a rotação máxima dos rotores é de 7200 rpm. Percebe-se que o empuxo máximo fornecido para o nosso sistema está em torno de 1200 g - 1400 g para cada hélice. Como estão presentes duas hélices no sistema, o empuxo máximo com potência máxima de rotores é de 2400g - 2800g.

Para evitar que o sistema sature devida a perturbações como o vento em ambientes abertos, foi utilizada uma margem de segurança de 20% de potência, ou seja, o sistema não poderia ultrapassar 80% da potência dos rotores em condições normais. Assim, a velocidade máxima seria de 5760 RPM e o empuxo de 700g para cada hélice, o que fornece um empuxo total de 1400g para projeto da estrutura do robô aéreo.

O peso final do sistema com todos os componentes foi medido em uma balança de precisão e o peso foi medido foi de 1139 g (i.e. 81% do peso máximo especificado). Portanto, o peso está dentro da faixa permitida.

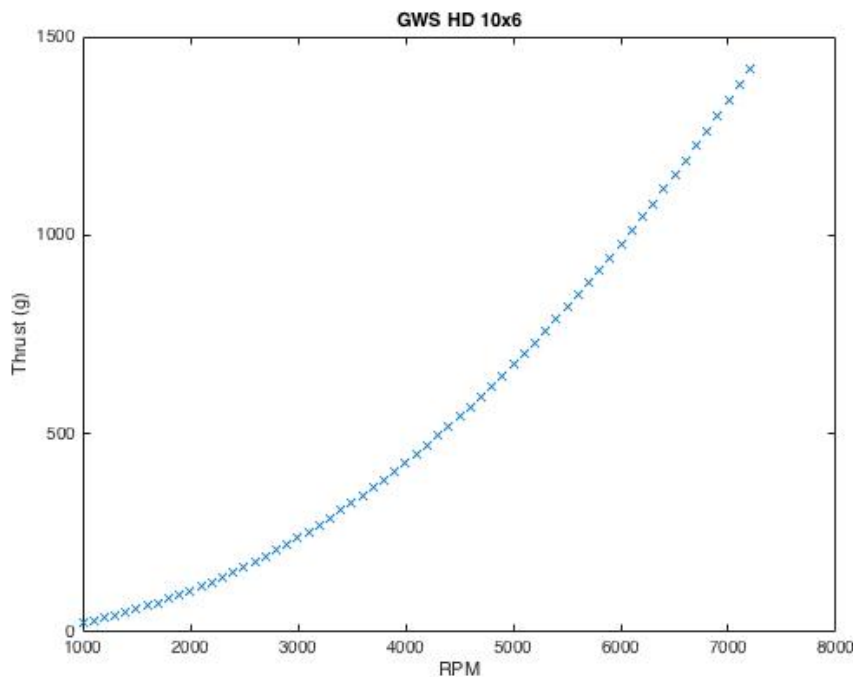


Figura 3.28: Gráfico empuxo x velocidade.

Porém, considerando implementações futuras onde novos componentes serão utilizados, é desejado a obtenção do menor peso possível para a obtenção de uma margem de trabalho ainda maior em relação ao peso. Com isso em mente, foram cortadas as áreas da base de acrílico que



estavam sobrando (i.e. que não tinham função útil para a estrutura), resultando na base mostrada na Figura 3.29.

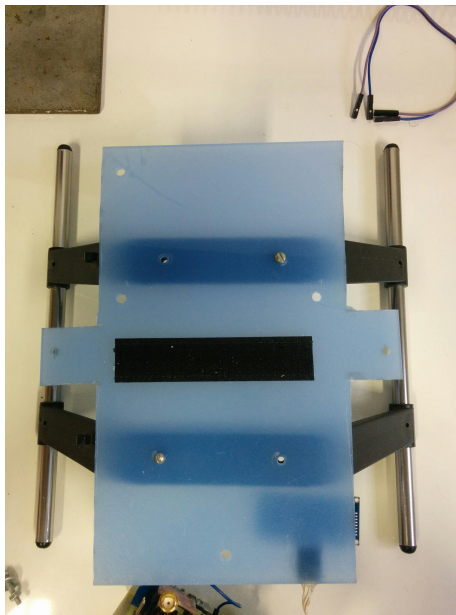


Figura 3.29: Acrílico após corte para redução de peso.

As barras laterais de alumínio foram cortadas de mesma forma que as áreas sobressalentes do acrílico como mostra a figura 3.30.

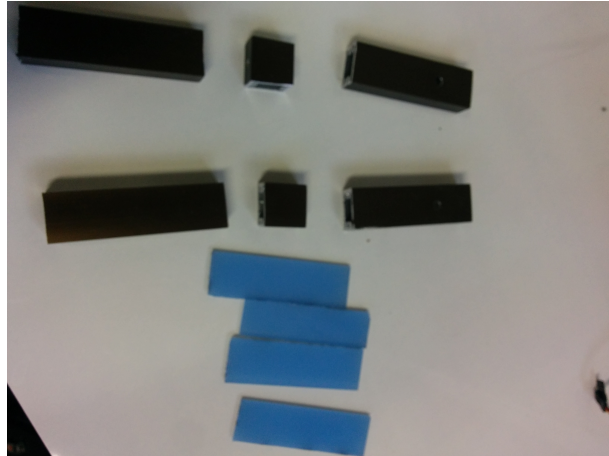


Figura 3.30: Barras de alumínio cortadas e sobras da placa de acrílico.

O resultado deste procedimento foi uma redução de 19,05% do peso total do sistema, que diminui o peso do sistema de 1139 g para 922 g.

Nos testes de empuxo realizados foi possível levantar vôo utilizando cerca de 60% da potência dos motores

### 3.6.1.2 Fotos

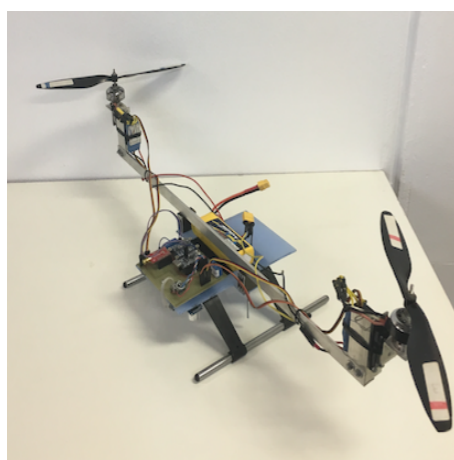
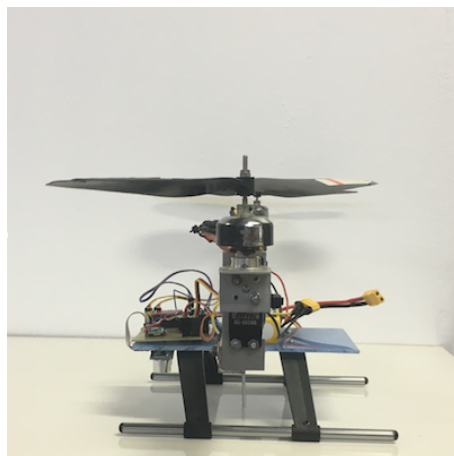


Figura 3.31: Estrutura do robô aéreo sem a placa de potência.

### 3.6.2 Resultados placas eletrônicas

#### 3.6.2.1 Resultados da placa de potência

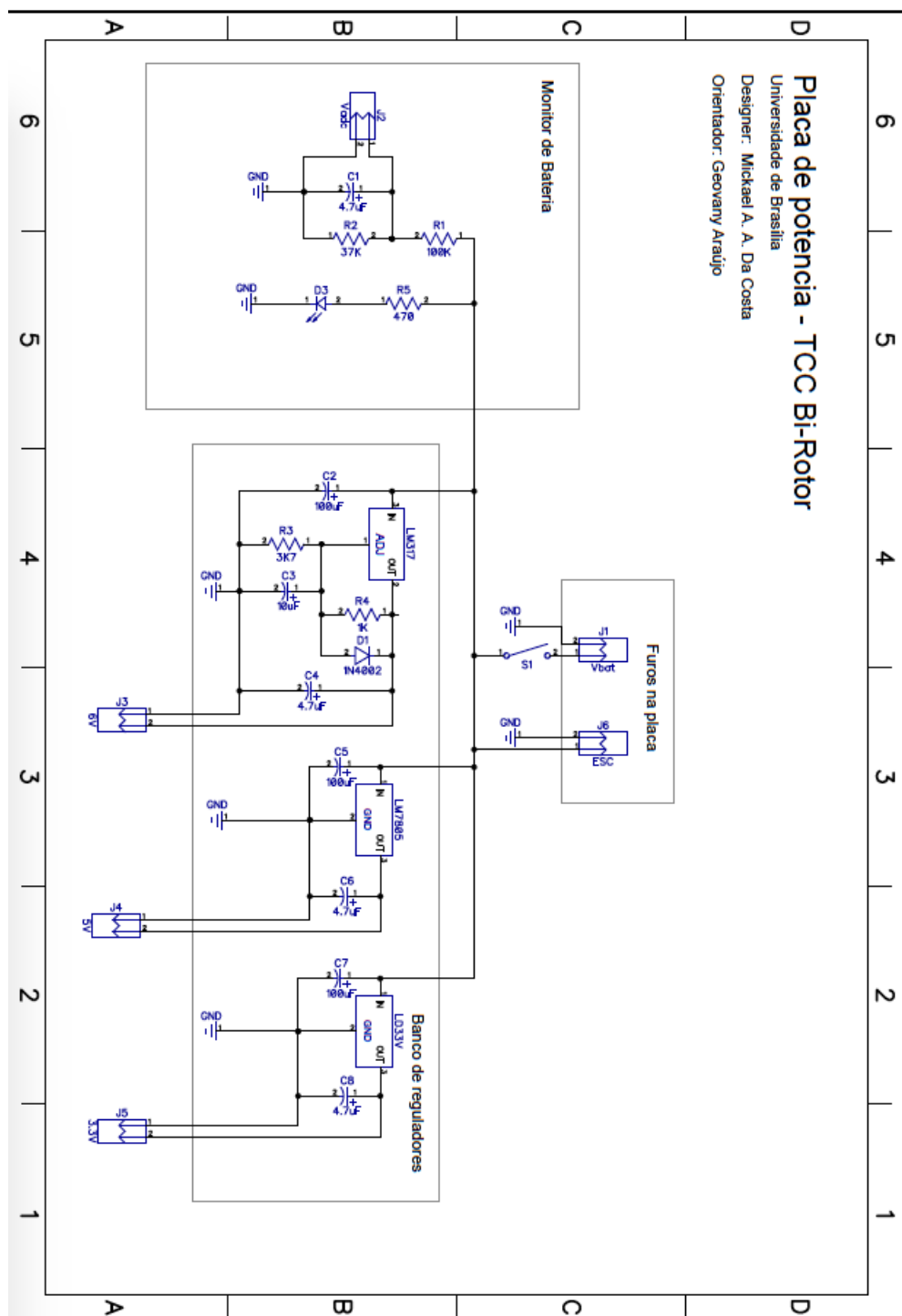


Figura 3.32: Esquemático da placa de potência.

Após o projeto do circuito da placa de potência, mostrado no esquemático da Figura 3.32, o circuito foi implementado em uma protoboard para verificar se as saídas de tensões de alimentação na prática, estariam de acordo com a teoria.

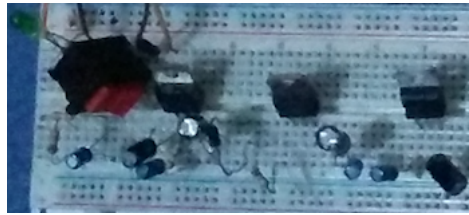


Figura 3.33: Placa de potência implementada na protoboard.

Verificou-se que as quatro tensões de saída do circuito estavam corretas: 3,3 V, 5 V, 6 V, e o divisor de tensão que implementa o monitor de bateria que abaixa a tensão de 11,1 V para 2,99 V aproximadamente.

Após esse processo, utilizou-se o software Fritzing para a produção uma PCI mostrada na Figura 3.34 que não foi capaz de fornecer corrente de partida necessária aos motores, pois as trilhas que conectam a bateria aos ESCs estavam muito finas. Não foi feita uma segunda versão dessa PCI por falta de tempo e material.

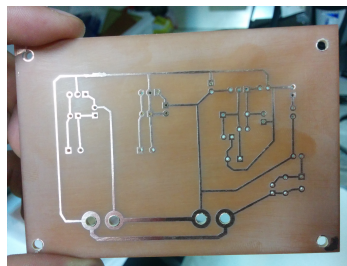


Figura 3.34: Placa de potência implementada em PCB.

A Figura 3.35 mostra a implementação 3D de uma PCI da placa de potência feita pelo software DipTrace.

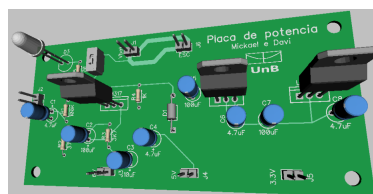


Figura 3.35: Implementação 3d da placa de potência.

### 3.6.2.2 Resultados da placa de processamento e aquisição de dados

A placa de processamento e aquisição de dados foi implementada por uma placa perfurada, onde foram soldados soquetes para acoplamento dos componentes principais e mais caros, de modo que o resultado final fosse um protótipo modular e os componentes pudessem ser posteriormente reaproveitados em implementações futuras. Pinos fêmea foram soldados na placa de modo que a conexão dos ESCs e servomotores também fosse modular (i.e. do tipo plug). Entradas de potência foram feitas por conectores borne KRE-2T, assim para cada tensão de alimentação do sistema (3,3 V, 5 V e 6V) um conector borne foi utilizado. Além disso um quarto conector borne foi utilizado para a entrada da leitura de tensão da bateria, porém a leitura da bateria não foi implementada no microcontrolador neste trabalho.

Alguns capacitores de desacoplamento foram soldados entre o ground e alimentação de componentes que podem sofrer interferência de ruídos que causem efeito indesejado no sistema, foram adicionados capacitores entre a tensão de alimentação e o ground do arduino, do gps, do sonar e da IMU.

O protótipo funcionou como desejado sem problemas. Ele foi capaz de gerar os 4 sinais PWM para controle dos servomotores e ESCs, fez a leitura correta via I2C do módulo 10DOF da adafruit (IMU), efetuou a comunicação através do conversor de nível lógico com o sonar e reconheceu o sinal do GPS.

No caso da IMU, percebeu-se que 1% (2 amostras em 200) das leituras de dados que eram gerados pelo magnetômetro não tinham significado algum, elas simplesmente falhavam e resultavam em valores nulos (i.e. iguais a 0) para os três eixos.

A comunicação do computador com a placa de processamento foi feita por uma placa FTDI que executa a conversão USB-Serial que interfaceia o arduino e o computador que tem a função de monitor para display das leituras dos sensores e também pode ser usado como input de comando para os atuadores.

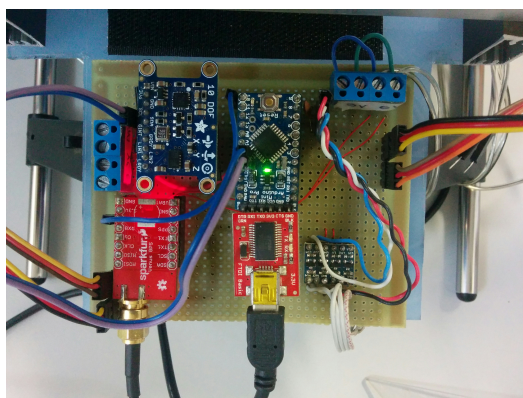


Figura 3.36: Placa de aquisição de dados.

### 3.6.3 Resultados do sonar

Primeiramente foi necessário calibrar o sonar em relação ao seu offset de altura (i.e. distância da altura onde o componente se encontra, em relação ao solo). Essa calibração foi feita obtendo 800 amostras que forneceram um valor médio de 5,0636 cm com desvio padrão de 0,1274 cm.

O valor médio foi usado como offset no código do sonar para arduino e novas amostras foram analisados, resultando em um novo valor médio de -0.1078 cm com desvio padrão de 0.1274 cm.

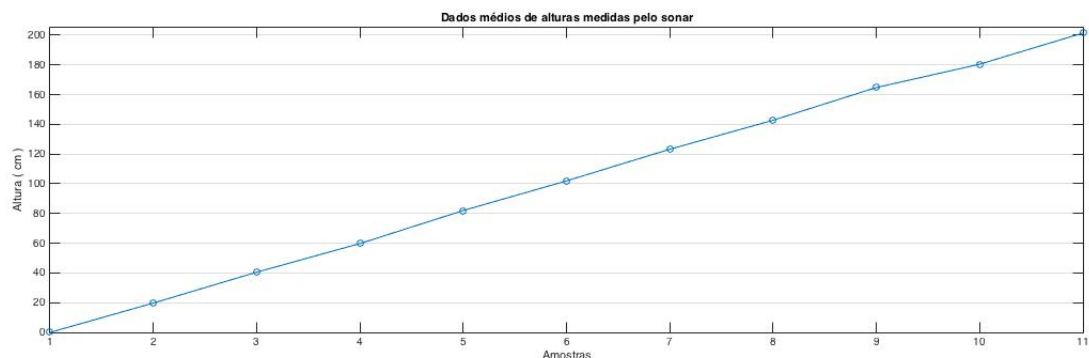


Figura 3.37: Curva que mostra a linearidade do sonar usado.

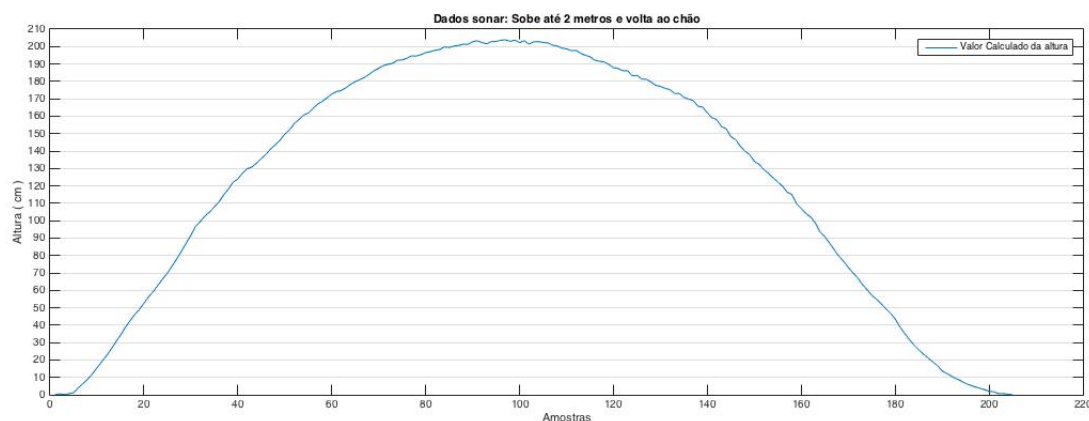


Figura 3.38: Região de interesse para decolagem e pouso.

A região de operação do sonar para decolagem e aterrissagem foi analisada com dois testes.

- **Primeiro teste:** Está representado pela Figura 3.37 que mostra a reta resultante da média de medidas na região de operação de 0 - 2 metros feitas em intervalos de 20 cm. Em cada ponto foram observadas várias medidas e utilizada a média delas para traçar a reta da Figura 3.37. O resultado é uma relação tipicamente linear que o sonar deve fornecer;
- **Segundo teste:** A curva da Figura 3.38 foi obtida dinamicamente movendo-se a estrutura do robô aéreo até uma altura de 2 metros e então retornando ao solo. As amostras se comportaram bem e tiveram significado físico válido.

### 3.6.4 Resultados do acelerômetro

Para a obtenção dos dados do acelerômetro, foi utilizado um código exemplo da biblioteca do componente disponibilizada pelo fabricante da placa 10 DOF da adafruit. Este código obtém as leituras dos dados crus do acelerômetro, e o usuário pode escolher a taxa de amostragem de dados. Assim, o robô aéreo foi colocado no chão de modo que sua estrutura permanecesse estática, de modo que as leituras obtidas refletissem de maneira mais exata a aceleração gravitacional local. Os resultados deste experimento podem ser observados nas Figuras 3.39 a 3.41.

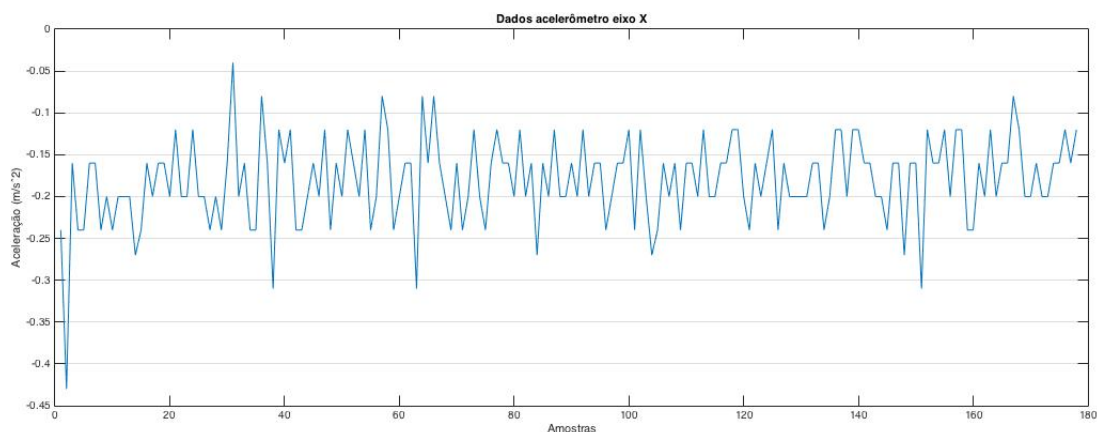


Figura 3.39: Dados acelerômetro eixo X.

<b>Média</b>	- 0,18 m/s <sup>2</sup>
<b>Desvio padrão</b>	0,0515 m/s <sup>2</sup>

Tabela 3.13: Valor médio das medidas do acelerômetro no eixo X.

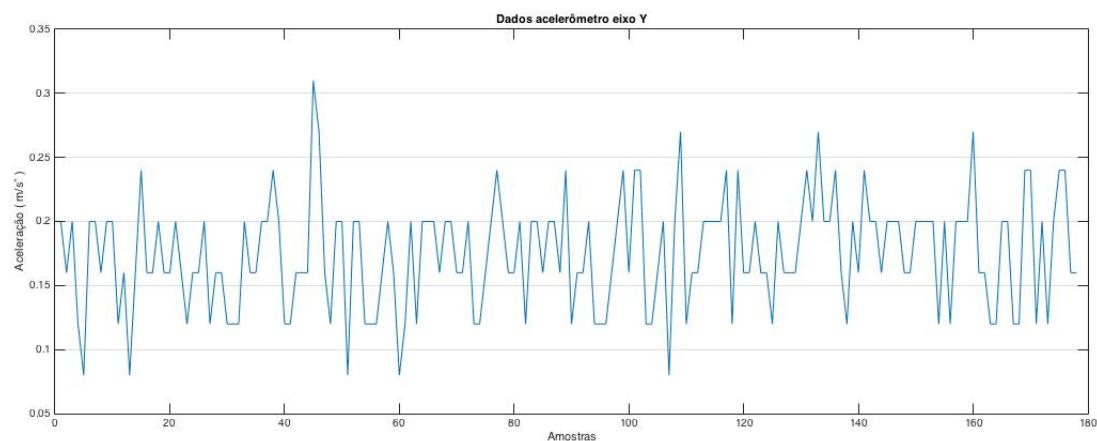


Figura 3.40: Dados acelerômetro eixo Y.



<b>Média</b>	0,1745 m/s <sup>2</sup>
<b>Desvio padrão</b>	0,0430 m/s <sup>2</sup>

Tabela 3.14: Valor médio das medidas do acelerômetro no eixo Y.

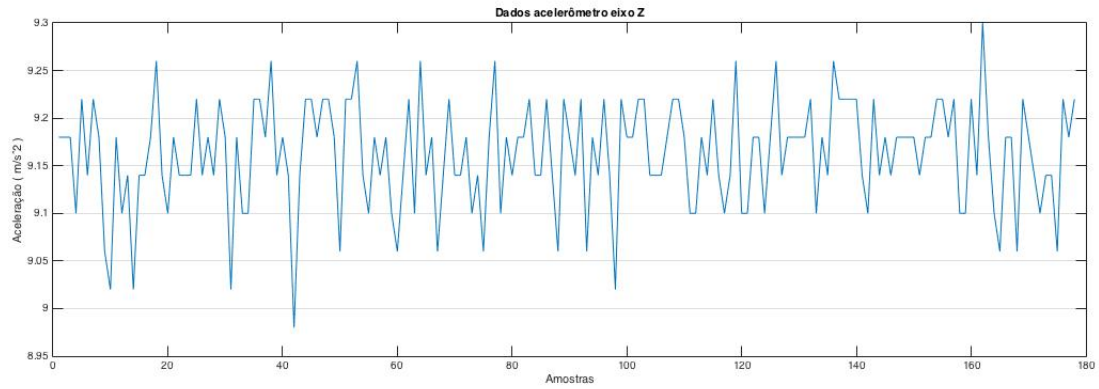


Figura 3.41: Dados acelerômetro eixo Z.

<b>Média</b>	9,1616 m/s <sup>2</sup>
<b>Desvio padrão</b>	0,0564 m/s <sup>2</sup>

Tabela 3.15: Valor médio das medidas do acelerômetro no eixo Z.

### 3.6.5 Resultados do magnetômetro

Para a obtenção dos dados do magnetômetro foi utilizado um código exemplo da biblioteca do componente disponibilizada pelo fabricante da placa 10 DOF da adafruit. Este código obtém as leituras dos dados crus do magnetômetro, e o usuário pode escolher a taxa de amostragem de dados. Assim, o robô aéreo foi colocado no chão de modo que sua estrutura permanecesse estática, e além disso a estrutura do robô aéreo foi mantida longe de cabos de energia e materiais magnéticos para evitar interferência eletromagnética nas leituras, assim as leituras obtidas poderiam refletir de maneira mais exata as componentes locais do campo magnético terrestre. Os resultados deste experimento podem ser observados nas Figuras 3.42 a 3.44.



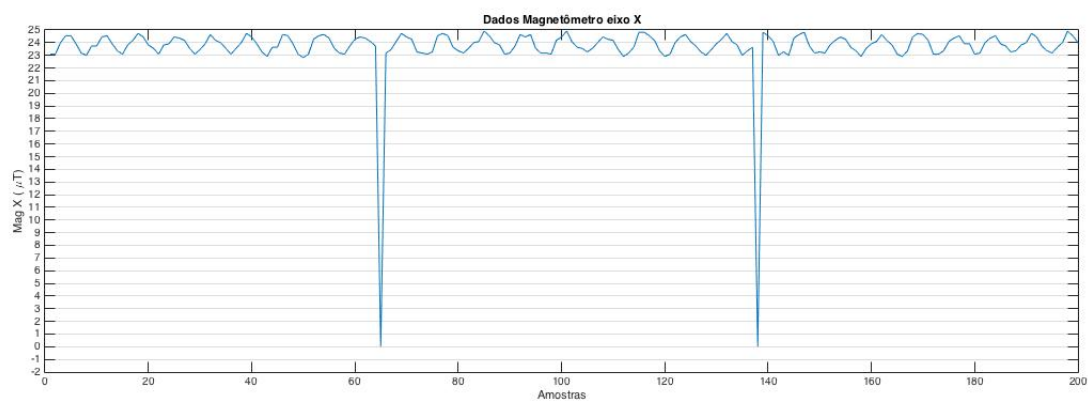


Figura 3.42: Dados magnetômetro eixo X.

<b>Média</b>	23,7746 $\mu\text{T}$
<b>Desvio padrão</b>	0,1442 $\mu\text{T}$

Tabela 3.16: Valor médio das medidas do magnetômetro no eixo X.

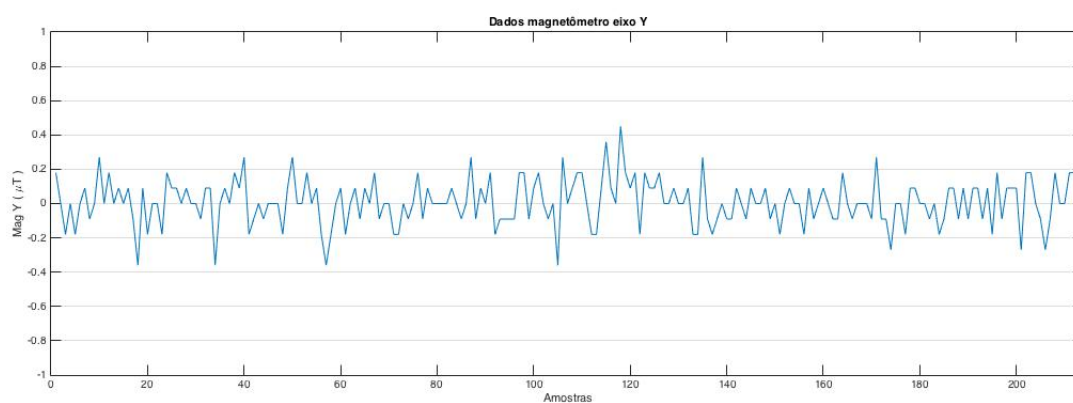


Figura 3.43: Dados magnetômetro eixo Y.

<b>Média</b>	0,006 $\mu\text{T}$
<b>Desvio padrão</b>	0,1325 $\mu\text{T}$

Tabela 3.17: Valor médio das medidas do magnetômetro no eixo Y.

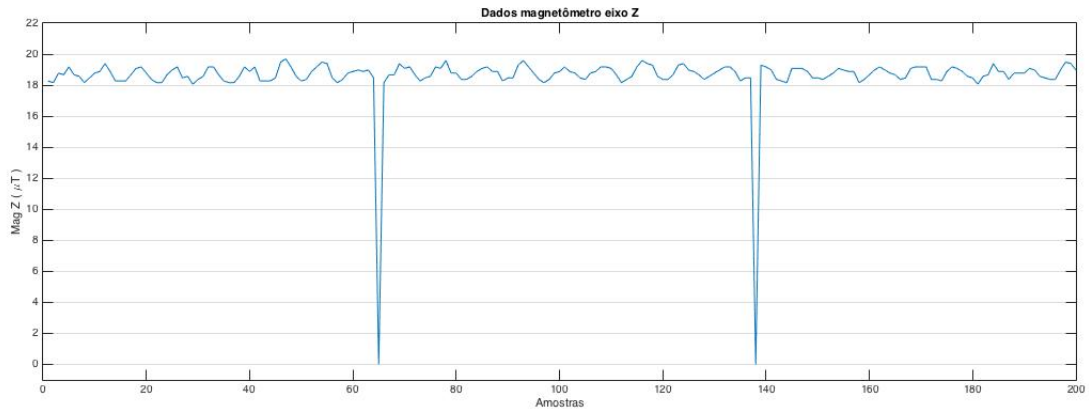


Figura 3.44: Dados magnetômetro eixo Z.

<b>Média</b>	12,5788 $\mu\text{T}$
<b>Desvio padrão</b>	0,1626 $\mu\text{T}$

Tabela 3.18: Valor médio das medidas do magnetômetro no eixo Z.

<b>Eixo</b>	<b>Valor</b>
Componente X	20,8022 $\mu\text{T}$
Componente Y	-7,8082 $\mu\text{T}$
ComponenteZ	-8,6321 $\mu\text{T}$

Tabela 3.19: Campo magnético da terra em Brasília.

Comparando os dados das componentes do campo magnético de Brasília da Tabela 3.19 retirada do trabalho de Bó em [7] com os dados fornecidos dos sensores, percebe-se que os eixos X-Y estão dispostos na configuração Y-X, ou seja, o eixo X do sensor na verdade mede a componente Y do campo magnético local enquanto o eixo Y do sensor mede a componente X do campo magnético local. Ainda usando os dados das componentes magnéticas de Brasília como base para comparação nota-se que uma calibração para o uso dos magnetômetros é essencial.

Além disso, nota-se duas quedas abruptas de valor na medida das amostras nas curvas de dados fornecidas pelo magnetômetro mostradas nas Figuras 3.42 a 3.44, onde o valor da medida cai para zero. Este erro ocorre em 1% das amostras. Foi modificado a taxa de amostragem, foram observadas mais amostras de outros sensores da mesma placa para a verificação da ocorrência do mesmo erro, porém apenas o módulo do magnetômetro apresentava esse problema e de forma consistente. Assim foi descartada uma falha de conexão física (mal contato de cabos e pontos de solda) e a origem deste erro não foi detectada. Portanto, estas amostras não podem ser utilizadas, pois não possuem significado algum e devem ser tratadas por algum algoritmo de filtragem via software caso esse sensor seja utilizado em implementações futuras.

### 3.6.6 Resultados dos ângulos de orientação da IMU

Primeiramente foi feita uma análise dos valores fornecidos pelo código que calcula os ângulos de orientação usando a biblioteca do módulo 10 DOF da adafruit. Para alinhar o ângulo de YAW que é dado pelo norte geográfico da terra, lido pelo magnetômetro, foi utilizada uma bússola. O resultado obtido é mostra na Figura 3.20

Ângulo	Média	Desvio padrão
ROLL (eixo x)	0,1474 °	0,1931 °
PITCH (eixo y)	0,1064 °	0,2180 °
YAW (eixo z)	9,6112 °	0,2552 °

Tabela 3.20: Ângulos de orientação obtidos sem calibração.

Assim, percebe-se que o valor do ângulo de orientação yaw está bem discrepante do ideal, que seria uma leitura igual a zero. Após uma calibração simples retirando a média das medidas em repouso e subtraindo a mesma do valor total foi obtido um valor médio para o ângulo YAW de 0,5314, com desvio padrão de 0,6532.

Ângulo	Média	Desvio padrão
YAW	0,5314 °	0,6532 °

Tabela 3.21: Valor do ângulo YAW após calibração.

Após esse processo, o robô aéreo foi movido de forma a se verificar o comportamento da leitura dinâmica dos ângulos de Euler:

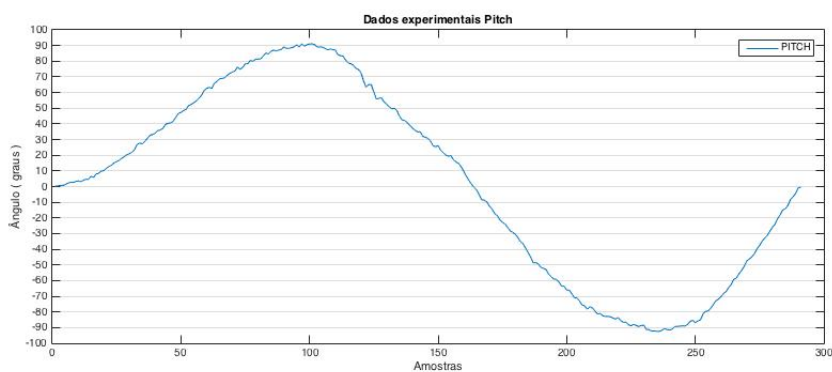


Figura 3.45: Dados do ângulo de guinada (Pitch).

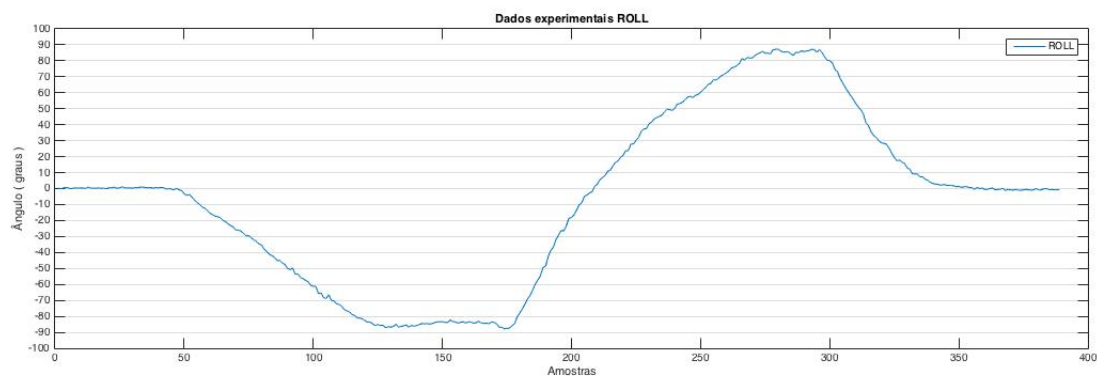


Figura 3.46: Dados do ângulo de Rolagem (Roll).

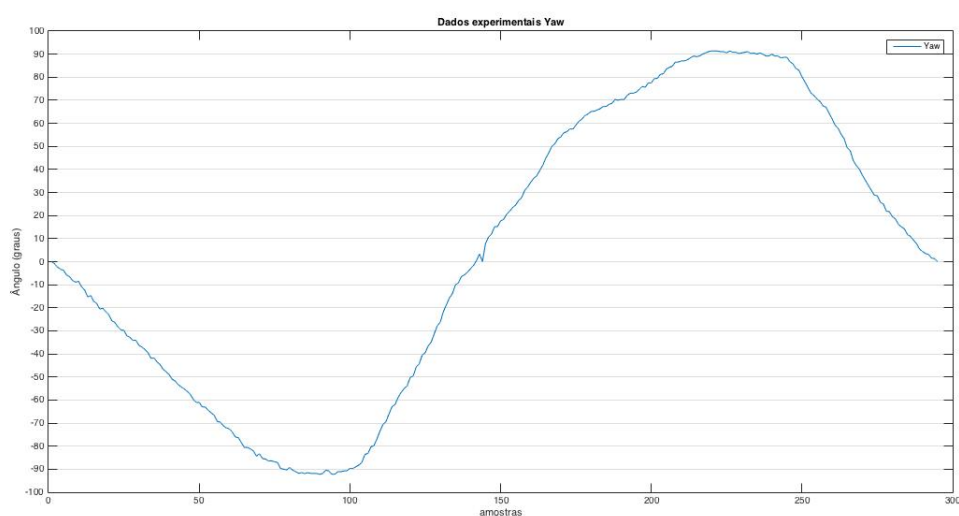


Figura 3.47: Dados do ângulo de arfagem (Yaw).

### 3.6.7 Resultados GPS

O único teste realizado com o GPS foi uma leitura direta de latitude e longitude, sem nenhum tipo de algoritmo ou calibração de dados, tomada dentro do próprio laboratório utilizando uma antena de carro conectada ao módulo venusGPS. A antena ficou colocada próxima à janela do laboratório na parte interior do mesmo. Não foi verificada a informação de confiabilidade da medida fornecida pelo próprio GPS, assim não se sabe se a triangulação (sinal) obtida com o GPS é válida.

Não é do escopo deste trabalho o uso do GPS, apenas foi mostrado que este funciona, e pode ser integrado ao sistema posteriormente.

## Capítulo 4

# Modelamento Dinâmico

*“A condição natural dos corpos não é o repouso, mas o movimento” – Galileu Galilei*

### 4.1 Introdução

Neste capítulo são desenvolvidas as bases matemáticas que fundamentam o restante do trabalho. As equações diferenciais são deduzidas de acordo com o modelamento do sistema, que descrevem a dinâmica do bi-rotor, sendo fundamentais ao desenvolvimento do simulador. Por último, mostra-se o equacionamento do método de controle.

A estratégia adotada neste capítulo, com relação a como abordar os diferentes dados necessários para o modelamento, foi de separar os movimentos de rotação dos de translação. Na seção 4.1.3, são encontradas as 6 equações que regem o movimento do VANT, que são as translacionais e as rotacionais para cada eixo,  $x$ ,  $y$  e  $z$ . Esse equacionamento é feito baseado no formalismo de Newton-Euler. Este trabalho teve como foco a análise dos ângulos de atitude, de modo que validação do modelo, pelo seu movimento rotacional, foi buscada. A partir da seção 4.1.4, que é quando se realiza a linearização das equações, somente o movimento rotacional é tratado.

Na seção 4.2 é apresentada a lei de controle utilizada para a validação do modelamento através de simulação.

Todos os parâmetros que fazem parte das equações provêm de medidas feitas pelos dispositivos de sensoriamento embarcados no VANT, que a partir dessas leituras, e após o processamento dos dados, fazem atuar os servo-mecanismos e os motores.

A seção 4.2.3, mostra os resultados obtidos com as simulações realizadas de acordo com a lei de controle por linearização em torno de um ponto de operação.

### 4.2 Dinâmica do VANT

Os princípios de operação de funcionamento do movimento de um VANT se relacionam com base na rolagem (roll), arfagem (pitch) e guinada (yaw), ilustradas na figura 4.1.

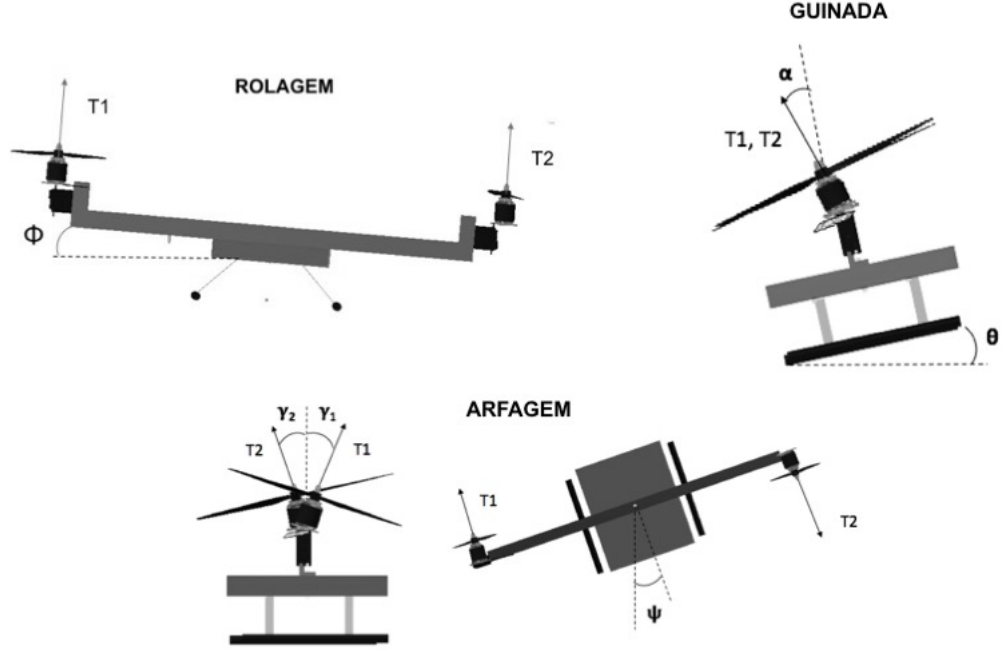


Figura 4.1: Movimentos rotacionais do VANT.

A figura 4.1 destaca os ângulos de atitude do VANT, assim como os ângulos que dependem da atuação do servomecanismo, rotacionando o motor.

Ângulos de atitude:

$\phi$  - Rolagem

$\theta$  - Guinada

$\psi$  - Arfagem

Ângulos de atuação:

$\gamma$  - Relacionado à arfagem

$\alpha$  - Relacionado à guinada

$T_1$  - Força de tração do conjunto motor/hélice 1

$T_2$  - Força de tração do conjunto motor/hélice 2

Considerando  $\mathbf{I} = \{E_x, E_y, E_z\}$  o sistema inercial com referencial da Terra (SRT) e  $\mathbf{B} = \{B_1, B_2, B_3\}$  o sistema de coordenadas com referencial no VANT (SRV), com a origem localizada no centro de gravidade do veículo, como mostra a figura 4.2. O movimento translacional e o rotacional são representados pelo vetor  $\mathbf{q} = [\xi, \eta]^T$ , no qual  $\xi = [x, y, z]^T$  representa os deslocamentos translacionais e  $\eta = [\phi, \theta, \psi]^T$  os ângulos de rolagem, arfagem e guinada, respectivamente. De modo a que se possa modelar a arfagem e a guinada, três novos sistemas de coordenadas foram utilizados,

dois para a guinada e um para a arfagem.  $\mathcal{Y}_1 = \{i_x^{Y_1}, i_y^{Y_1}, i_z^{Y_1}\}$  e  $\mathcal{Y}_2 = \{i_x^{Y_2}, i_y^{Y_2}, i_z^{Y_2}\}$  representam o movimento de arfagem, dado pela diferença de inclinação dos motores e  $\mathcal{P} = \{i_x^P, i_y^P, i_z^P\}$  representa o movimento de guinada.

A Figura 4.2 mostra o sistema de coordenadas utilizado para o sistema.

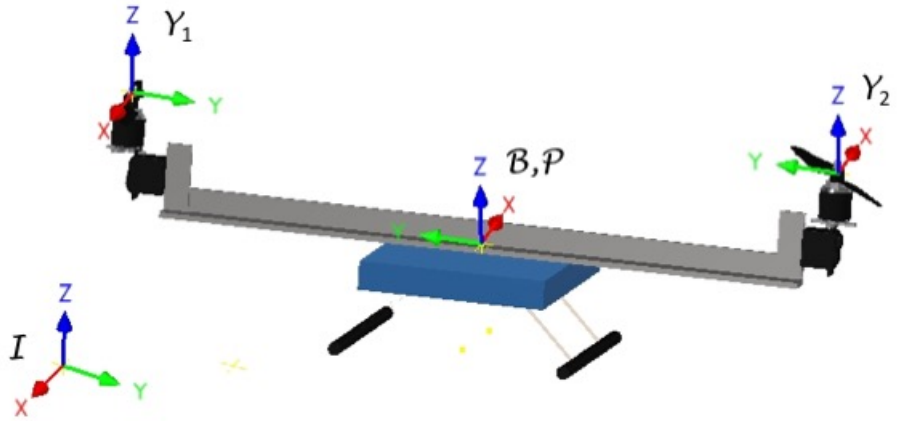


Figura 4.2: Sistemas de coordenadas utilizados.

Matrizes de rotação são utilizadas para descrever a orientação de um corpo rígido girante em um espaço euclidiano tridimensional. Com essa ferramenta, ocorre uma transformação de coordenadas, relacionando o sistema inercial  $\mathcal{I}$  com o sistema de coordenadas do corpo,  $B$ , representada matricialmente.

$$\mathbf{R}^{B \rightarrow \mathcal{I}} = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\phi)c(\theta) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix}, \quad (4.1)$$

$$\mathbf{R}^{Y_1 \rightarrow B} = \begin{bmatrix} c(\gamma) & 0 & s(\gamma) \\ 0 & 1 & 0 \\ -s(\gamma) & 0 & c(\gamma) \end{bmatrix}, \quad (4.2)$$

$$\mathbf{R}^{\mathcal{Y}_2 \rightarrow \mathcal{B}} = \begin{bmatrix} c(\gamma) & 0 & -s(\gamma) \\ 0 & 1 & 0 \\ s(\gamma) & 0 & c(\gamma) \end{bmatrix}, \quad (4.3)$$

$$\mathbf{R}^{\mathcal{P} \rightarrow \mathcal{B}} = \begin{bmatrix} c(\alpha) & 0 & -s(\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ s(\alpha) & 0 & c(\alpha) \end{bmatrix}, \quad (4.4)$$

em que  $s()$ ,  $c()$  denotam as funções  $sen()$  e  $cos()$ , respectivamente.

Dinâmica não-linear do modelo usando a formulação Newton-Euler:

$$\bar{m}\dot{V}^B + \Omega \times \bar{m}V^B = F^B, \quad (4.5)$$

e

$$I\dot{\Omega} + \Omega \times I\Omega = \Gamma^B. \quad (4.6)$$

$F^B$  e  $\Gamma^B$  representam, respectivamente, a força e torque total aplicados no centro de gravidade do VANT, no sistema B,  $\bar{m} = diag(m)$  a matriz diagonal da massa do veículo,  $\Omega = [p, q, r]^T$  a velocidade angular,  $V^B = (a, b, c)^T$  a velocidade translacional do centro de massa do VANT e I a matriz dos momentos de inércia em B.

#### 4.2.1 Movimentos Translacionais

O movimento de rotação dos motores, através dos servomecanismos, divide a tração em várias componentes, o que gera os movimentos translacionais e rotacionais do VANT. A transformação a seguir gera a tração total dos conjuntos motores/hélices em termos relacionados no sistema B [9].

$$\mathbf{T}_1^{\mathcal{B}} = \mathbf{R}^{\mathcal{Y}_1 \rightarrow \mathcal{B}} \mathbf{R}^{\mathcal{P} \rightarrow \mathcal{Y}_1} \mathbf{T}_1, \quad (4.7)$$

$$\mathbf{T}_2^{\mathcal{B}} = \mathbf{R}^{\mathcal{Y}_2 \rightarrow \mathcal{B}} \mathbf{R}^{\mathcal{P} \rightarrow \mathcal{Y}_2} \mathbf{T}_2. \quad (4.8)$$

no qual

$$\mathbf{R}^{\mathcal{P} \rightarrow \mathcal{Y}_1} = \begin{bmatrix} -s(\alpha) & 0 & -s(\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ c(\alpha) & 0 & c(\alpha) \end{bmatrix}$$

e



$$\mathbf{R}^{\mathcal{P} \rightarrow \mathcal{Y}_2} = \begin{bmatrix} -s(\alpha) & 0 & -s(\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ -c(\alpha) & 0 & c(\alpha) \end{bmatrix}$$

O formalismo de Newton-Euler deriva o equacionamento geral de movimento de um corpo rígido.

O movimento translacional do VANT, relativo a  $\mathbf{B}$ , é descrito pela equação vetorial

$$\overline{m}\dot{V}^{\mathcal{B}} + \Omega \times \overline{m}V^{\mathcal{B}} = \mathbf{R}^{\mathcal{I} \rightarrow \mathcal{B}} m\mathbf{G}^{\mathcal{I}} + \mathbf{T}_1^{\mathcal{B}} + \mathbf{T}_2^{\mathcal{B}}, \quad (4.9)$$

na qual  $G = [0, 0, -g]^T$  representa o vetor gravidade.

O movimento translacional também pode ser representado em relação a  $\mathcal{I}$

$$V^{\mathcal{I}} = \dot{\xi},$$

$$m\dot{V}^{\mathcal{I}} = m\mathbf{G}^{\mathcal{I}} + \mathbf{R}^{\mathcal{B} \rightarrow \mathcal{I}}(\mathbf{T}_1^{\mathcal{B}} + \mathbf{T}_2^{\mathcal{B}}). \quad (4.10)$$

substituindo os valores de cada termo

$$m \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\phi)c(\theta) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} * \quad (4.11)$$

$$\left( \begin{bmatrix} c(\gamma) & 0 & s(\gamma) \\ 0 & 1 & 0 \\ -s(\gamma) & 0 & s(\gamma) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -s(\alpha) & 0 & -s(\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ c(\alpha) & 0 & s(\alpha) \end{bmatrix} T_1 + \begin{bmatrix} c(\gamma) & 0 & -s(\gamma) \\ 0 & 1 & 0 \\ s(\gamma) & 0 & s(\gamma) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -s(\alpha) & 0 & -s(\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ -c(\alpha) & 0 & s(\alpha) \end{bmatrix} T_2 \right)$$

Com isso se deriva a equação das dinâmicas translacionais,  $\frac{d^2x}{dt^2}$ ,  $\frac{d^2y}{dt^2}$  e  $\frac{d^2z}{dt^2}$ .

#### 4.2.2 Movimentos Rotacionais

Para realizar a análise da dinâmica rotacional do VANT, todos os torques atuantes devem ser levados em conta, como segue:

Atuadores

$$\Gamma_c = L_{m1}^{\mathcal{B}} \times T_1^{\mathcal{B}} + L_{m2}^{\mathcal{B}} \times T_2^{\mathcal{B}}, \quad (4.12)$$

em que  $L_{m1}^B = [0, L_m, L_p]^T$  e  $L_{m2}^B = [0, -L_m, L_p]^T$

$L_m$  e  $L_p$  são as distâncias horizontal e vertical do centro de gravidade do conjunto motor/hélice para o centro de gravidade do VANT.

#### Peso

$$\Gamma_p = L_p^B \times R^{\mathcal{I} \rightarrow \mathcal{B}} m G^{\mathcal{I}}, \quad (4.13)$$

com  $L_p^B = [0, 0, -L_p]^T$ . O torque do peso é para o caso de se utilizar uma massa para gerar um efeito de pêndulo. Caso não se utilize, esse torque é nulo.

#### Giroscópio

Os movimentos de guinada e arfagem geram torques no sistema consequentes do efeito de giroscópio.

Arfagem:

$$\Gamma_{G\gamma 1}^{\mathcal{Y}_1} = I_p (V_{\gamma 1}^{\mathcal{Y}_1} \times w_{p1}^{\mathcal{Y}_1}), \quad (4.14)$$

$$\Gamma_{G\gamma 2}^{\mathcal{Y}_2} = I_p (V_{\gamma 2}^{\mathcal{Y}_2} \times w_{p2}^{\mathcal{Y}_2}). \quad (4.15)$$

Guinada:

$$\Gamma_{G\alpha}^{\mathcal{P}} = \sum_{i=1}^2 I_p (V_{\alpha}^{\mathcal{P}} \times w_{pi}^{\mathcal{P}}), \quad (4.16)$$

no qual  $I_p$  é a inércia do conjunto motor/hélice e

$$V_{\gamma 1}^{\mathcal{Y}_1} = [0, \dot{\gamma}, 0]^T,$$

$$V_{\gamma 2}^{\mathcal{Y}_1} = [0, -\dot{\gamma}, 0]^T,$$

$$w_{p1}^{\mathcal{Y}_1} = [0, 0, w_{p1}]^T,$$

$$w_{p2}^{\mathcal{Y}_2} = [0, 0, w_{p2}]^T.$$

Desse modo, a forma final de representação do torque de giroscópio fica:

$$\Gamma_G^{\mathcal{P}} = R^{\mathcal{P} \rightarrow \mathcal{B}} \Gamma_{G\alpha}^{\mathcal{P}} + R^{\mathcal{Y}_1 \rightarrow \mathcal{B}} \Gamma_{G\gamma 1}^{\mathcal{Y}_1} + R^{\mathcal{Y}_2 \rightarrow \mathcal{B}} \Gamma_{G\gamma 2}^{\mathcal{Y}_2}. \quad (4.17)$$

### Arrasto

$$\Gamma_D^{\mathcal{B}} = L_D^{\mathcal{B}} \times (R^{\mathcal{Y}_1 \rightarrow \mathcal{B}} R^{\mathcal{P} \rightarrow \mathcal{B}} D_1^{\mathcal{P}}) + L_D^{\mathcal{B}} \times (R^{\mathcal{Y}_2 \rightarrow \mathcal{B}} R^{\mathcal{P} \rightarrow \mathcal{B}} D_2^{\mathcal{P}}), \quad (4.18)$$

no qual  $D_1^{\mathcal{P}} = k_D w_{P_1}^2$  e  $D_2^{\mathcal{P}} = k_D w_{P_2}^2$  são as forças de arrasto atuantes nas hélices.  $L_D^{\mathcal{B}}$  é a distância do CG do VANT ao ponto o arrasto é exercido.

Desse modo, fica

$$I\dot{\Omega} + \Omega \times I\Omega = \Gamma^{\mathcal{B}},$$

$$\begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \Gamma_c + \Gamma_D^{\mathcal{B}},$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} I_{xx} \\ \ddot{\theta} I_{yy} \\ \ddot{\psi} I_{zz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\theta} \dot{\psi} (I_{zz} - I_{yy}) \\ \dot{\phi} \dot{\psi} (I_{xx} - I_{zz}) \\ \dot{\phi} \dot{\theta} (I_{yy} - I_{xx}) \end{bmatrix} = L_{m1}^{\mathcal{B}} \times T_1^{\mathcal{B}} + L_{m2}^{\mathcal{B}} \times T_2^{\mathcal{B}} + \quad (4.19)$$

$$L_D^{\mathcal{B}} \times (R^{\mathcal{Y}_1 \rightarrow \mathcal{B}} R^{\mathcal{P} \rightarrow \mathcal{B}} D_1^{\mathcal{P}}) + L_D^{\mathcal{B}} \times (R^{\mathcal{Y}_2 \rightarrow \mathcal{B}} R^{\mathcal{P} \rightarrow \mathcal{B}} D_2^{\mathcal{P}}).$$

Com isso se deriva a equação das dinâmicas translacionais,  $\frac{d^2\phi}{dt^2}$ ,  $\frac{d^2\theta}{dt^2}$  e  $\frac{d^2\psi}{dt^2}$ .

### 4.2.3 Modelo não-linear

A dinâmica não-linear do sistema, com seus 6 graus de liberdades, podem ser encontrados assumindo algumas suposições, à fim de simplificação:

- Os efeitos de giroscópio ( $\Gamma_{G\gamma_1}^{\mathcal{Y}_1}$  e  $\Gamma_{G\gamma_2}^{\mathcal{Y}_2}$ ) gerados com a rotação contrária dos motores, combinados com as diferentes inclinações dos motores, são compensados entre si.
- Durante o controle de guinada, o efeito giroscópico, causado pela pequena inclinação do motor, é desconsiderado.
- O corpo é rígido, isto é, quaisquer dois pontos distintos do corpo se distanciam por um valor constante.

Com essas considerações, e utilizando as equações de força e torque total atuantes no VANT, a dinâmica não-linear do sistema pode ser escrita como

Posição:

$$m\ddot{x} = Tc(\gamma)c(\alpha)s(\psi)s(\phi) + Tc(\gamma)c(\alpha)c(\psi)s(\theta)c(\phi) + \frac{u_\phi}{L_m}s(\gamma)s(\alpha)s(\psi)s(\phi) + \quad (4.20)$$

$$\frac{u_\phi}{L_m} s(\gamma) s(\alpha) c(\psi) s(\theta) c(\phi) - T c(\gamma) s(\alpha) c(\psi) c(\theta) + T s(\gamma) c(\alpha) c(\psi) c(\theta),$$

$$m\ddot{y} = -T c(\gamma) c(\alpha) c(\psi) s(\phi) + T c(\gamma) c(\alpha) s(\psi) s(\theta) c(\phi) - \frac{u_\phi}{L_m} s(\gamma) s(\alpha) c(\psi) s(\phi) + \quad (4.21)$$

$$\frac{u_\phi}{L_m} s(\gamma) s(\alpha) s(\psi) s(\theta) c(\phi) - T c(\gamma) s(\alpha) s(\psi) c(\theta) - \frac{u_\phi}{L_m} s(\gamma) c(\alpha) s(\psi) c(\theta),$$

$$m\ddot{z} = T c(\gamma) s(\alpha) s(\theta) + T c(\gamma) c(\alpha) c(\phi) c(\theta) - \frac{u_\phi}{L_m} s(\gamma) c(\alpha) s(\theta) + \frac{u_\phi}{L_m} s(\gamma) s(\alpha) c(\theta) c(\phi) - mg. \quad (4.22)$$

Ângulos de atitude:

$$I_{xx}\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) + u_\phi c(\gamma) c(\alpha) + T L_m s(\gamma) s(\alpha) - g L_p c(\theta) s(\phi), \quad (4.23)$$

$$I_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) + \frac{u_\phi}{L_m} L_p c(\alpha) s(\gamma) - T L_p c(\gamma) s(\alpha) - g L_p s(\theta), \quad (4.24)$$

$$I_{zz}\ddot{\psi} = \dot{\theta}\dot{\phi}(I_{xx} - I_{yy}) + u_\phi c(\gamma) s(\alpha) - T L_m c(\alpha) s(\gamma), \quad (4.25)$$

em que  $u_\phi = L_m(T_1 - T_2)$  e  $T = T_1 + T_2$  a tração total.

$\dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz})$ ,  $\dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx})$  e  $\dot{\theta}\dot{\phi}(I_{xx} - I_{yy})$  representam o efeito giroscópico gerado pelo giro do corpo em cada eixo.

A forma de representar as dinâmicas acima é uma forma ideal, já que está se considerando  $\alpha_1 = \alpha_2$  e  $\gamma_1 = \gamma_2$ . Espera-se que esses ângulos sejam iguais para melhor funcionamento do modelo. No entanto, é preciso também representar o modelo de forma a se separar os ângulos, ficando

Posição:

$$m\ddot{x} = T_1[c(\gamma_1)c(\alpha_1)s(\psi)s(\phi) + c(\gamma_1)c(\alpha_1)c(\psi)s(\theta)c(\phi) + s(\gamma_1)s(\alpha_1)s(\psi)s(\phi) + \quad (4.26)$$

$$s(\gamma_1)s(\alpha_1)c(\psi)s(\theta)c(\phi) - c(\gamma_1)s(\alpha_1)c(\psi)c(\theta) + s(\gamma_1)c(\alpha_1)c(\psi)c(\theta)] +$$

$$T_2[c(\gamma_1)c(\alpha_1)s(\psi)s(\phi) + c(\gamma_1)c(\alpha_1)c(\psi)s(\theta)c(\phi) - s(\gamma_1)s(\alpha_1)s(\psi)s(\phi) -$$

$$s(\gamma_1)s(\alpha_1)c(\psi)s(\theta)c(\phi) - c(\gamma_1)s(\alpha_1)c(\psi)c(\theta) + s(\gamma_1)c(\alpha_1)c(\psi)c(\theta)],$$

$$m\ddot{y} = T_1[c(\gamma_1)c(\alpha_1)s(\psi)s(\theta)c(\phi) - c(\gamma_1)c(\alpha_1)c(\psi)s(\phi) - s(\gamma_1)s(\alpha_1)c(\psi)s(\phi) + \quad (4.27)$$

$$s(\gamma_1)s(\alpha_1)s(\psi)s(\theta)c(\phi) - c(\gamma_1)s(\alpha_1)s(\psi)c(\theta) - s(\gamma_1)c(\alpha_1)s(\psi)c(\theta)] +$$

$$T_2[c(\gamma_1)c(\alpha_1)s(\psi)s(\theta)c(\phi) - c(\gamma_1)c(\alpha_1)c(\psi)s(\phi) + s(\gamma_1)s(\alpha_1)c(\psi)s(\phi) -$$

$$s(\gamma_1)s(\alpha_1)s(\psi)s(\theta)c(\phi) - c(\gamma_1)s(\alpha_1)s(\psi)c(\theta) + s(\gamma_1)c(\alpha_1)s(\psi)c(\theta)]$$

e

$$m\ddot{z} = T_1[c(\gamma_1)s(\alpha_1)s(\theta) + c(\gamma_1)c(\alpha_1)c(\phi)c(\theta) - s(\gamma_1)c(\alpha_1)s(\theta) + s(\gamma_1)s(\alpha_1)c(\theta)c(\phi)] + \quad (4.28)$$

$$T_2[c(\gamma_2)s(\alpha_2)s(\theta) + c(\gamma_2)c(\alpha_2)c(\phi)c(\theta) + s(\gamma_2)c(\alpha_2)s(\theta) - s(\gamma_1)s(\alpha_1)c(\theta)c(\phi)] - mg.$$

Ângulos de atitude:

$$I_{xx}\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) + T_1L_m[c(\gamma_1)c(\alpha_1) + s(\gamma_1)s(\alpha_1)] + \quad (4.29)$$

$$T_2L_m[s(\gamma_2)s(\alpha_2) - c(\gamma_2)c(\alpha_2)] - gL_p c(\theta)s(\phi),$$

$$I_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) + T_1L_p[s(\gamma_1)c(\alpha_1) + c(\gamma_1)s(\alpha_1)] - \quad (4.30)$$

$$T_2L_p[s(\gamma_2)c(\alpha_2) + c(\gamma_2)s(\alpha_2)] - gL_p s(\theta)$$

e

$$I_{zz}\ddot{\psi} = \dot{\theta}\dot{\phi}(I_{xx} - I_{yy}) + T_1L_m[c(\gamma_1)s(\alpha_1) + s(\gamma_1)c(\alpha_1)] - \quad (4.31)$$

$$T_2L_m[c(\gamma_2)s(\alpha_2) + s(\gamma_2)c(\alpha_2)]u_\phi c(\gamma)s(\alpha) - TL_m c(\alpha)s(\gamma).$$

#### 4.2.4 Linearização da dinâmica rotacional em torno de um ponto de operação

A técnica de linearização permite alocar todos os pólos em malha fechada do sistema para posições arbitrárias quaisquer. Por outro lado, é muito dependente do modelo matemático da planta, pois faz uso de sua descrição na forma de espaços de estados, e suas aproximações são válidas apenas para pequenas variações em torno de um ponto de operação.

A linearização é feita em torno do ponto de operação, sendo esse ponto o *hovering* (pairando), que é o ponto no qual o VANT se encontra 'parado' no ar, com os valores para os ângulos de atitude sendo  $[\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}]^T = [0, 0, 0, 0, 0, 0]^T$ .

Para as entradas do sistema, os valores para o ponto de operação podem ser encontrados usando o modelo ou por intuição.

Intuição: Para o equilíbrio de forças, a força de tração dos conjuntos motor/hélice devem ser cancelado pelo peso do VANT, sabendo que a massa do VANT é de 922g, têm-se  $\bar{T} = \bar{T}_1 + \bar{T}_2 = m * g = 0.922 * 9.81 = 9.04482$ , obtendo então  $\bar{T}_1 = \bar{T}_2 = 4.52241$ . Já os ângulos de inclinação dos servos,  $\bar{\alpha}$  e  $\bar{\gamma}$ , são zero.

Modelo: Por expansão por série de Taylor, os parâmetros de entrada são aproximados para primeira ordem, ficando

$$T_1 = \bar{T}_1 + \delta_{T_1},$$

$$T_2 = \bar{T}_2 + \delta_{T_2},$$

$$\alpha = \bar{\alpha} + \delta_{\alpha},$$

$$\gamma = \bar{\gamma} + \delta_{\gamma}.$$

Sendo  $\bar{\phi} = \bar{\theta} = \bar{\psi} = 0$ ,

$$0 = L_m(\bar{T}_1 - \bar{T}_2)\cos(\bar{\gamma})\cos(\bar{\alpha}) + (\bar{T}_1 + \bar{T}_2)L_m\sin(\bar{\gamma})\sin(\bar{\alpha}),$$

$$0 = L_p(\bar{T}_1 - \bar{T}_2)\cos(\bar{\gamma})\sin(\bar{\alpha}) + (\bar{T}_1 + \bar{T}_2)L_p\cos(\bar{\gamma})\sin(\bar{\alpha}),$$

$$0 = L_m(\bar{T}_1 - \bar{T}_2)\cos(\bar{\gamma})\sin(\bar{\alpha}) + (\bar{T}_1 + \bar{T}_2)L_m\cos(\bar{\gamma})\sin(\bar{\alpha}).$$

Considerando  $\bar{T}_1 = \bar{T}_2$  e  $\bar{T}_1 + \bar{T}_2 = 2\bar{T}_1$ , temos:

$$0 = 2\bar{T}_1 L_m \sin(\bar{\gamma}) \sin(\bar{\alpha}), \quad (4.32)$$

$$0 = -2\bar{T}_1 L_p \cos(\bar{\gamma}) \sin(\bar{\alpha}), \quad (4.33)$$

$$0 = -2\bar{T}_1 L_m \sin(\bar{\gamma}) \cos(\bar{\alpha}). \quad (4.34)$$

Somando 4.32 e 4.34:

$$0 = 2\bar{T}_1 L_m \sin(\bar{\gamma}) [\sin(\bar{\alpha}) - \cos(\bar{\alpha})], \quad (4.35)$$

Com as possíveis soluções:

$$\bar{T}_1 = 0,$$

não é possível, o veículo cai.

$$\bar{\gamma} = 0,$$

é possível. Ou então

$$\sin(\bar{\alpha}) = \cos(\bar{\alpha}) \rightarrow \tan(\bar{\alpha}) = 1 \rightarrow \bar{\alpha} = 45^\circ,$$

não desejado.

De 4.34:

$$\text{Com } \bar{\gamma} = 0 \text{ e } \bar{T}_1 \neq 0 \rightarrow 0 = -2\bar{T}_1 L_p \sin(\bar{\alpha}) \rightarrow \bar{\alpha} = 0^\circ.$$

$$\text{Com } \bar{\alpha} = 45^\circ \text{ e } \bar{T}_1 \neq 0 \rightarrow 0 = -2\bar{T}_1 L_p \cos(\bar{\gamma}) \frac{\sqrt{2}}{2} \rightarrow \bar{\gamma} = 90^\circ.$$

Com isso, os possíveis valores para as entradas são:

$$\bar{T}_1 = \bar{T}_2 \neq 0; \bar{\gamma} = 0; \bar{\alpha} = 0^\circ,$$

e

$$\bar{T}_1 = \bar{T}_2 \neq 0; \bar{\gamma} = 90^\circ; \bar{\alpha} = 45^\circ.$$

Desse modo, pelo modelo se verifica que a solução dos ângulos de inclinação e a tração são soluções de acordo com os valores obtidos por intuição.

Por expansão de Taylor em torno do ponto de *hovering*, obtém-se o sistema linearizado.

- Rolagem:  $\theta = \psi = \alpha = 0^\circ$

$$\ddot{\phi} = \frac{-gL_p}{I_{xx}} \phi + \frac{9.04482 * L_m}{I_{xx}} \gamma.$$

- Guinada:  $\phi = \psi = \gamma = 0^\circ$

$$\ddot{\theta} = \frac{-gL_p}{I_{yy}}\theta - \frac{L_p}{I_{yy}}T_1 - \frac{L_p}{I_{yy}}T_2.$$

- Arfagem:  $\theta = \phi = \alpha = 0^\circ$

$$\ddot{\psi} = \frac{L_m}{I_{zz}}T_1 - \frac{L_m}{I_{zz}}T_2.$$

### 4.3 Controle por linearização do modelo em torno de um ponto de operação

Este controlador foi projetado para realizar a estabilização da atitude do quadricóptero, utilizando a técnica de linearização do modelo de equações diferenciais em torno de um ponto desejado de operação<sup>1</sup>. Para tanto, utilizaram-se as Eqs. 4.23 a 4.25 para a dinâmica dos ângulos, uma vez que está se assumindo que o quadricóptero sofre apenas pequenas perturbações em torno do ponto de operação.

#### 4.3.1 Variáveis de estado e entrada do sistema

Sejam  $\chi = [\phi \ \theta \ \psi \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$  e  $u = [T_1 \ T_2 \ \alpha \ \gamma]^T$  os vetores de estado e de entrada do VANT, com seus símbolos sendo definidos anteriormente. Lembrando que será simulado o modelo ideal, com  $\alpha$  representando tanto  $\alpha_1$  como  $\alpha_2$ , assim como  $\gamma$  representando tanto  $\gamma_1$  como  $\gamma_2$ , de modo a simplificar essa etapa. Observa-se que as equações dos ângulos de rotação tem como função os estados e entradas do sistema. Para a etapa de descrição do VANT na forma de espaço de estados, se é necessário determinar  $f(\chi, u)$  tal que  $\dot{\chi} = f(\chi, u)$ .

$$f(\chi, u) = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \\ f_5 \\ f_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \chi_4 \\ \chi_5 \\ \chi_6 \\ \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix}, \quad (4.36)$$

em que  $\chi_i$  é a  $i$ -ésima linha do vetor de estado e  $u_i$  a  $i$ -ésima linha do vetor de entrada.

Sejam agora  $u = \bar{u} + \delta u$  e  $\chi = \bar{\chi} + \delta \chi$ . Desse modo, têm-se

$$\dot{\chi} = \dot{\bar{\chi}} + \delta \dot{\chi} = f(\bar{\chi} + \delta \chi, \bar{u} + \delta u) \approx f(\bar{\chi}, \bar{u}) + \frac{\delta f}{\delta \chi}(\chi - \bar{\chi}) + \frac{\delta f}{\delta u}(u - \bar{u}). \quad (4.37)$$

---

<sup>1</sup>Neste caso, o ponto de operação desejado tem todos os ângulos (rolagem, arfagem e guinada) nulos.



A última parte de 4.37 é a série de Taylor de primeira ordem para a função  $f(\chi, u)$  em torno de  $(\bar{\chi}, \bar{u})$ , o ponto de operação. Com a igualdade  $f(\bar{\chi}, \bar{u}) = \dot{\bar{\chi}}$ , de 4.37 têm-se

$$\delta \dot{\chi} = \left. \frac{\delta f}{\delta \chi} \right|_{\chi=\bar{\chi}; u=\bar{u}} \delta \chi + \left. \frac{\delta f}{\delta u} \right|_{\chi=\bar{\chi}; u=\bar{u}} \delta u. \quad (4.38)$$

Em 4.38 têm-se o modelo linearizado das equações diferenciais do sistema<sup>2</sup>. Para os cálculos das derivadas parciais de 4.38, assume-se como ponto de operação  $\bar{\chi} = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$  e  $\bar{u} = [4.52241 \ 4.52241 \ 0^\circ \ 0^\circ]^T$ . Desse modo, as matrizes correspondentes à derivadas parciais são dadas por

$$\left. \frac{\delta f}{\delta \chi} \right|_{\chi=\bar{\chi}; u=\bar{u}} = \begin{bmatrix} \frac{\delta f_1}{\delta \chi_1} & \frac{\delta f_1}{\delta \chi_2} & \cdots & \frac{\delta f_1}{\delta \chi_6} \\ \frac{\delta f_2}{\delta \chi_1} & \frac{\delta f_2}{\delta \chi_2} & \cdots & \frac{\delta f_2}{\delta \chi_6} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\delta f_6}{\delta \chi_1} & \frac{\delta f_6}{\delta \chi_2} & \frac{\delta f_6}{\delta \chi_3} & \frac{\delta f_6}{\delta \chi_4} \end{bmatrix}_{\chi=\bar{\chi}; u=\bar{u}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \frac{-g*Lv}{I_{xx}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{-g*Lv}{I_{yy}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} = A, \quad (4.39)$$

e

$$\left. \frac{\delta f}{\delta u} \right|_{\chi=\bar{\chi}; u=\bar{u}} = \begin{bmatrix} \frac{\delta f_1}{\delta u_1} & \frac{\delta f_1}{\delta u_2} & \frac{\delta f_1}{\delta u_3} & \frac{\delta f_1}{\delta u_4} \\ \frac{\delta f_2}{\delta u_1} & \frac{\delta f_2}{\delta u_2} & \frac{\delta f_2}{\delta u_3} & \frac{\delta f_2}{\delta u_4} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\delta f_6}{\delta u_1} & \frac{\delta f_6}{\delta u_2} & \frac{\delta f_6}{\delta u_3} & \frac{\delta f_6}{\delta u_4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{9.04482*Lv}{I_{xx}} \\ \frac{-Lv}{I_{yy}} & \frac{-Lv}{I_{yy}} & 0 & 0 \\ \frac{Lv}{I_{zz}} & \frac{-Lv}{I_{zz}} & 0 & 0 \end{bmatrix} = B. \quad (4.40)$$

As matrizes A e B são de conhecimento necessário para o prosseguimento da lei de controle da atitude, que pode ser escrito na forma

$$\begin{cases} \delta \dot{\chi} = A\delta \chi + B\delta u \\ \delta u = -K\delta \chi \end{cases} \quad (4.41)$$

Sabendo os valores de A e B, verificou-se o posto da matriz

$$C_M = \begin{bmatrix} B & AB & A^2B & A^3B & A^4B & A^5B \end{bmatrix}. \quad (4.42)$$

Como o posto da matriz  $C_M$  é 6, e o sistema é de ordem 6, o sistema é controlável.

---

<sup>2</sup>Válido apenas para pequenas perturbações em torno do ponto de operação.

### 4.3.2 Obtenção dos pólos e cálculo do ganho

Com um sistema controlável, os pólos do sistema em malha fechada podem ser alocados, e com esses valores definidos, o ganho  $K$  é calculado de forma computacional, pela fórmula de Ackermann[13], que depende das matrizes  $A$  e  $B$ , e dos pólos.

A escolha dos pólos de malha fechada foi feita de acordo com os autovalores da matriz  $A$ , que estão todos no eixo imaginário. Isso ocorre porque o sistema é iminentemente instável, para as entradas mantidas constantes, qualquer alteração de valor faz com que o sistema se desestabilize. Os valores dos componentes imaginários dos autovalores definiram a alocação dos seis pólos do sistema em malha fechada, de maneira que se tivesse três pólos dominantes e três não dominantes. A posição dos pólos dominantes foi definida com valor próximo das componentes dos autovalores de  $A$ , com um valor negativo para a parte real. Os pólos não dominantes receberam o valor de aproximadamente cinco vezes o valor do pólos dominantes. Isso se deve porque se a magnitude da parte real de um pólo for de cinco a dez vezes a de um pólo dominante ou a de um par de pólos complexos dominantes, então o pólo pode ser considerado insignificante para a resposta transiente [16].

Essa alocação dos pólos só é possível porque o sistema é controlável, e é feita por escolha do projetista. Por fim, é feito o retorno das variáveis diferenciais de 4.41 para as variáveis de controle originais, fazendo

$$\begin{cases} \delta\chi = \chi - \bar{\chi} \\ u = \bar{u} + \delta u \end{cases}, \quad (4.43)$$

Juntando 4.41 e 4.43 têm-se

$$u = \bar{u} - K(\chi - \bar{\chi}). \quad (4.44)$$

Esse modelo, implementando no *Simulink*, foi simulado para análise do controle do modelo por espaço de estados do sistema linearizado em um ponto de operação.

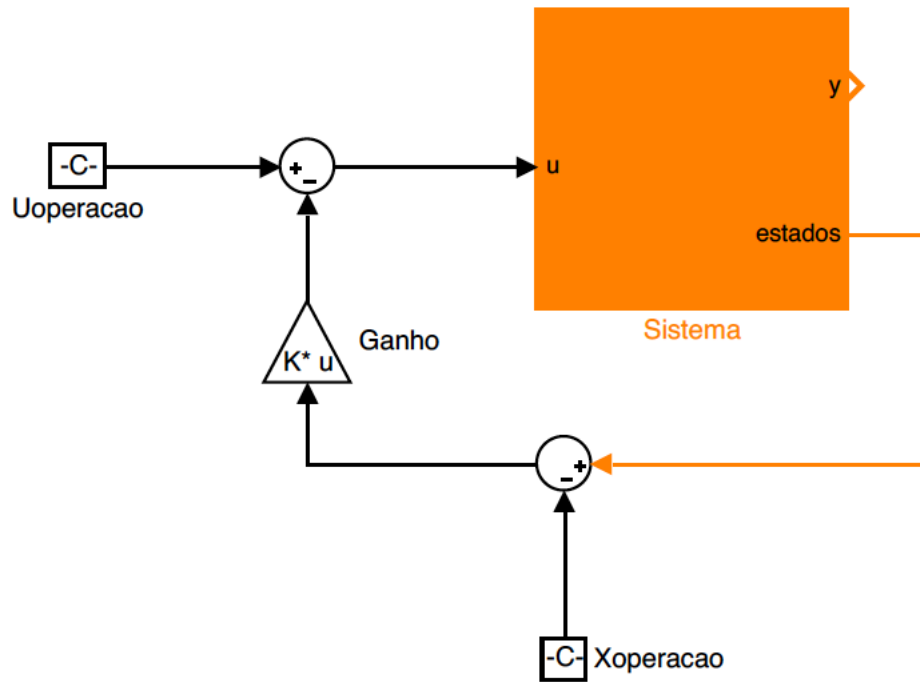


Figura 4.3: Modelo implementado no *Simulink* para validação.

### 4.3.3 Resultados

Com a lei de controle definida, simulações foram feitas para analisar a resposta do sistema, dado um valor inicial dos ângulos de atitude. O sistema foi simulado para diferentes valores de certos parâmetros, como os momentos de inércia do VANT, de cada eixo. As imagens mostram os ângulos de atitude, partindo de um ponto inicial definido na simulação, variando em torno do ângulo zero, que é o ponto de operação.

O primeiro exemplo foi simulado com os seguintes valores para os parâmetros:

Parâmetros	Valor	Descrição
Phi_0	$\frac{\pi}{18}$	Condição inicial para rolagem [rad]
Theta_0	$-\frac{\pi}{18}$	Condição inicial para guinada [rad]
Psi_0	$-\frac{\pi}{18}$	Condição inicial para arfagem [rad]
$L_m$	0.3	Distância horizontal do CG do conjunto motor/hélice para o CG do VANT [m]
$L_p$	0.1	Distância vertical do CG do conjunto motor/hélice para o CG do VANT [m]
$I_{xx}$	0.053	Momento de inércia em torno do eixo de rolagem
$I_{yy}$	0.083	Momento de inércia em torno do eixo de guinada
$I_{zz}$	0.060	Momento de inércia em torno do eixo de arfagem
m	0.922	Massa total do VANT [kg]
Phi_op	0	Ângulo de rolagem no ponto de operação [rad]
Theta_op	0	Ângulo de guinada no ponto de operação [rad]
Psi_op	0	Ângulo de arfagem no ponto de operação [rad]
Pólos	-16,-17,-15,-14,-13,-4	Pólos alocados do sistema em malha fechada

Tabela 4.1: Valor dos parâmetros de simulação

O ganho projetado para esses valores foi

$$K = \begin{bmatrix} \phantom{0} \\ \phantom{0} \\ \phantom{0} \end{bmatrix}.$$

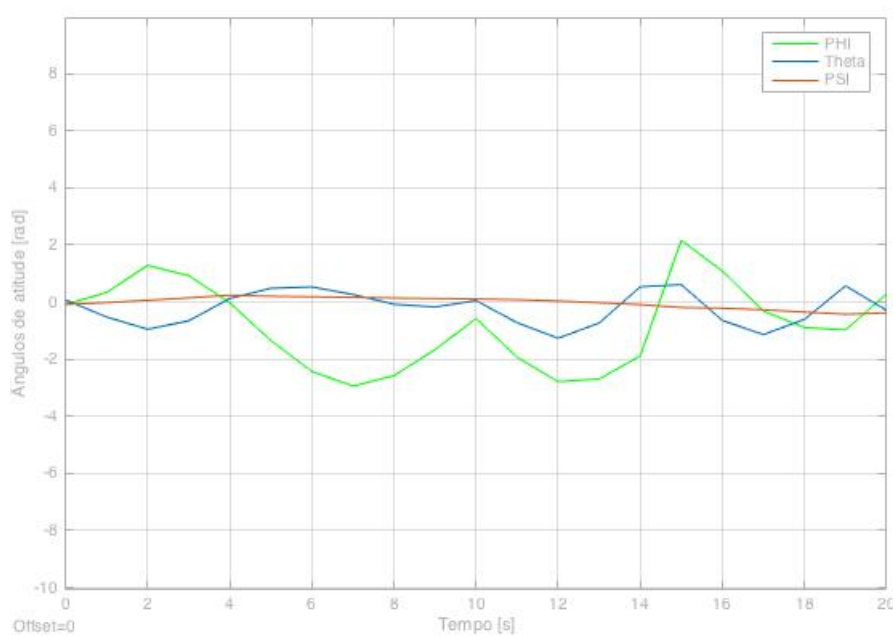


Figura 4.4: Evolução dos ângulos de atitude.

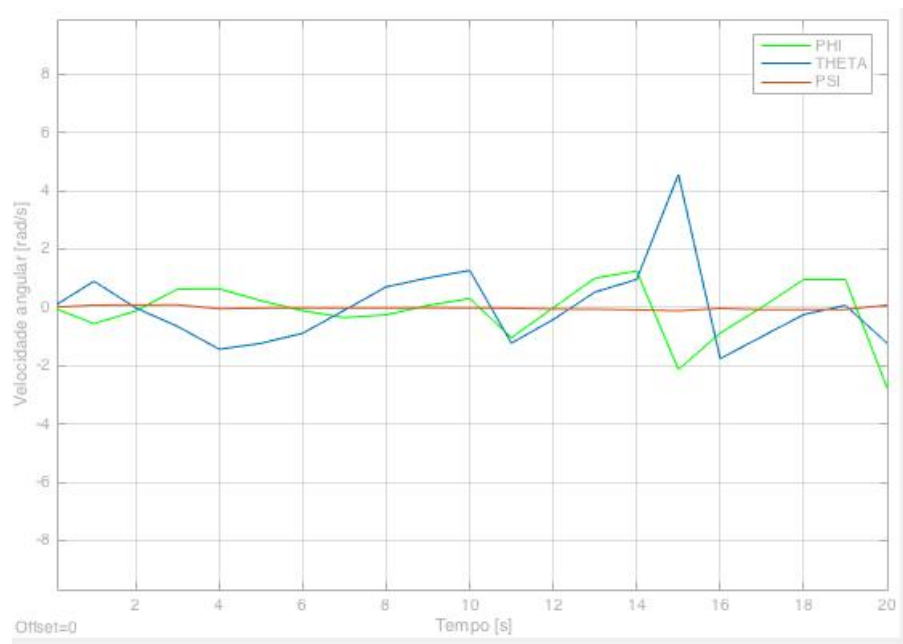


Figura 4.5: Evolução das velocidades angulares.

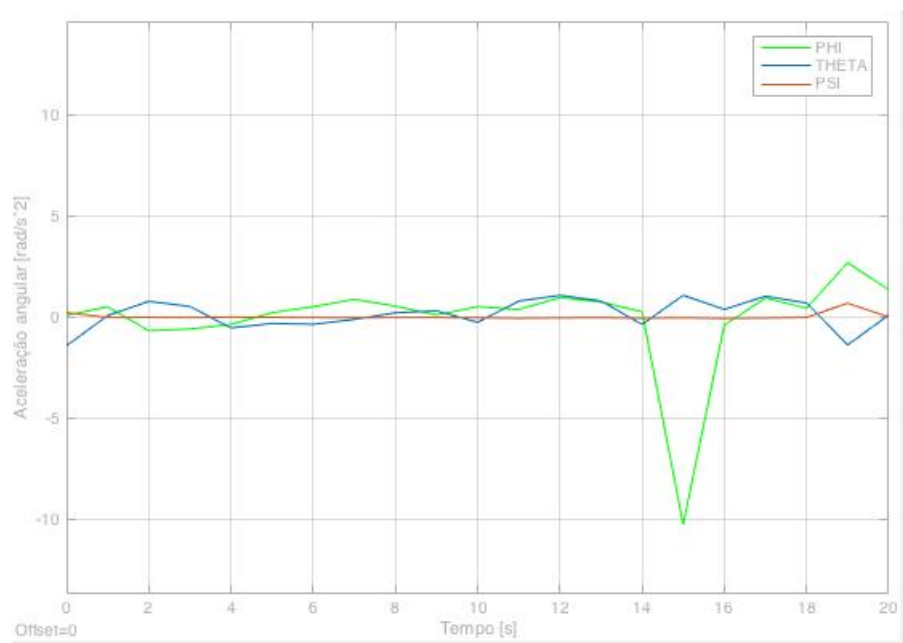


Figura 4.6: Evolução das acelerações angulares.

Variável de entrada	Mínimo	Máximo
$T_1$	2	10
$T_2$	2	10
$\alpha$		
$\gamma$		

Tabela 4.2: Faixas de valores operacionais das entradas do sistema.

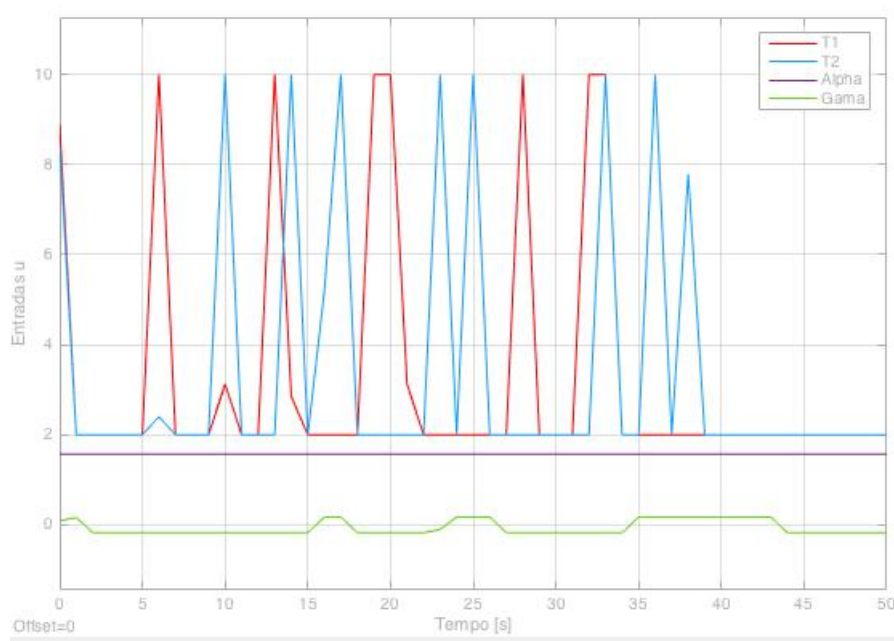


Figura 4.7: Evolução das entradas do sistema.

Foi definido como passo de integração...

As estradas do sistema possuem uma faixa de operação, por isso foram adicionadas saturações a esses termos na simulação.

Um segundo exemplo mostra como muda a resposta do sistema para diferentes valores para os parâmetros, mostrados na tabela 4.3.

Parâmetros	Valor	Descrição
Phi_0	$\frac{\pi}{30}$	Condição inicial para rolagem [rad]
Theta_0	$-\frac{\pi}{30}$	Condição inicial para guinada [rad]
Psi_0	$-\frac{\pi}{30}$	Condição inicial para arfagem [rad]
$L_m$	0,3	Distância horizontal do CG do conjunto motor/hélice para o CG do VANT [m]
$L_p$	0,12	Distância vertical do CG do conjunto motor/hélice para o CG do VANT [m]
$I_{xx}$	0,0548	Momento de inércia em torno do eixo de rolagem
$I_{yy}$	0,080	Momento de inércia em torno do eixo de guinada
$I_{zz}$	0,060	Momento de inércia em torno do eixo de arfagem
m	0,922	Massa total do VANT [kg]
Phi_op	0	Ângulo de rolagem no ponto de operação [rad]
Theta_op	0	Ângulo de guinada no ponto de operação [rad]
Psi_op	0	Ângulo de arfagem no ponto de operação [rad]
Pólos	-16,-17,-15,-14,-2,-4	Pólos alocados do sistema em malha fechada

Tabela 4.3: Valor dos parâmetros de simulação.

O ganho projetado para esses valores foi

$$K = \begin{bmatrix} \phantom{0} \\ \phantom{0} \\ \phantom{0} \end{bmatrix}.$$

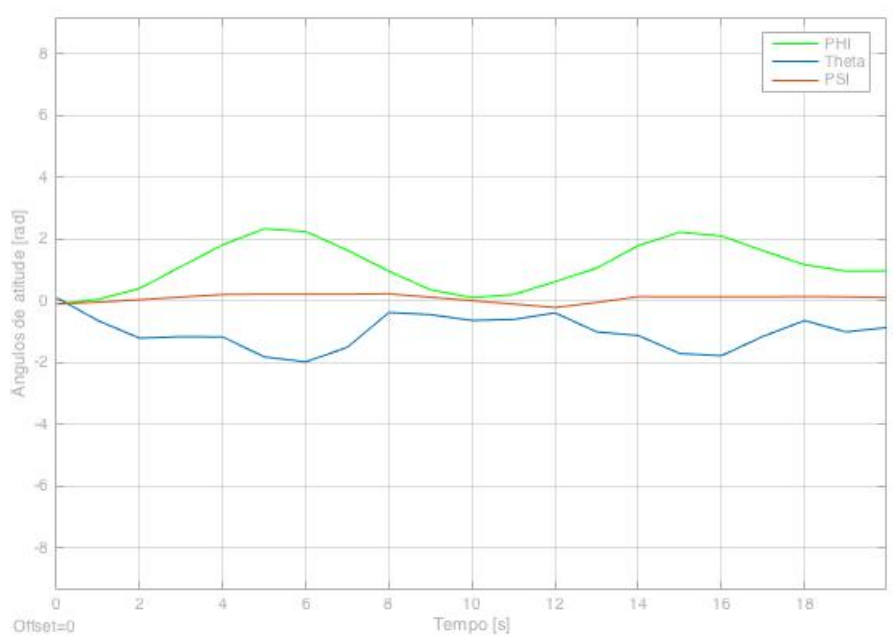


Figura 4.8: Evolução dos ângulos de atitude.

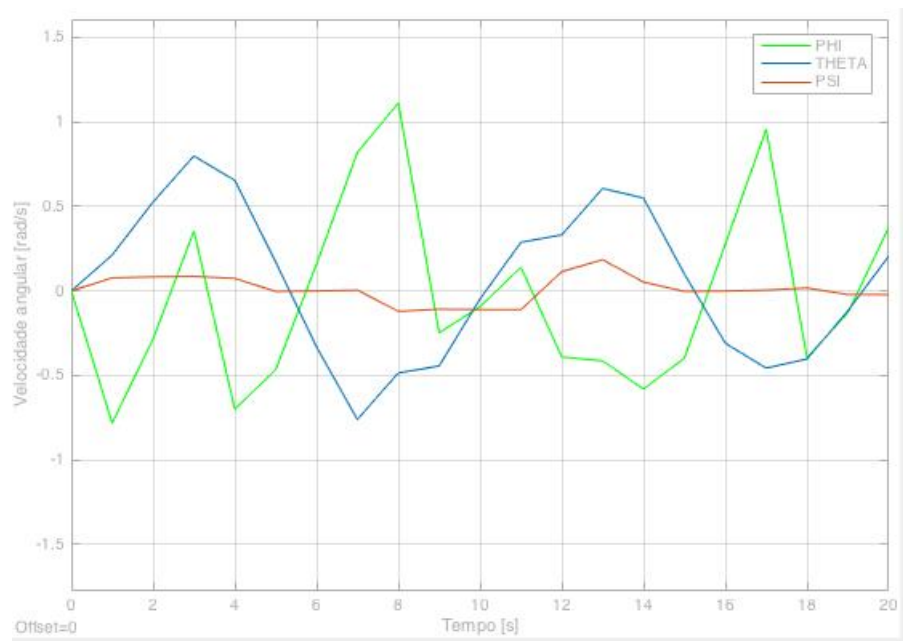


Figura 4.9: Evolução das velocidades angulares.

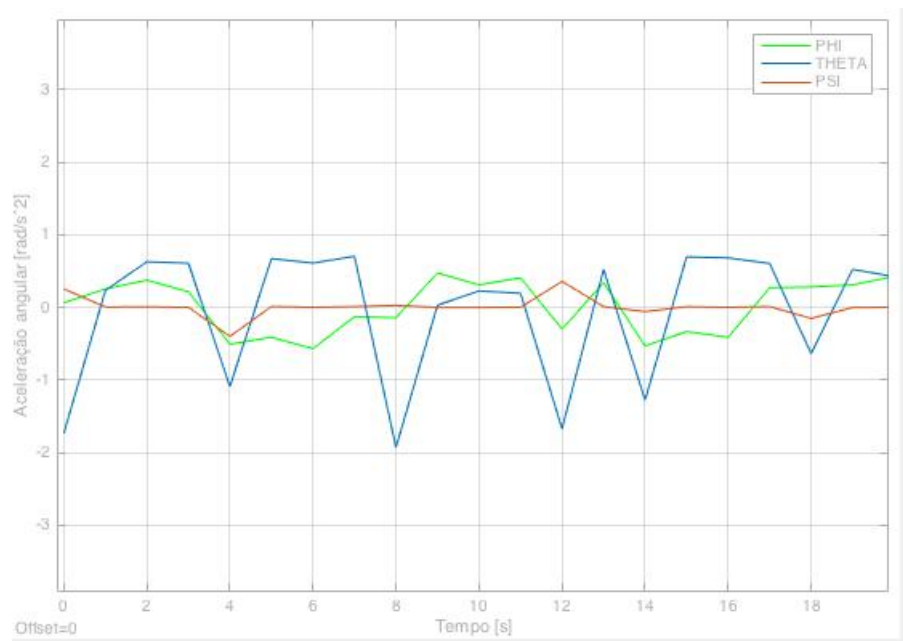


Figura 4.10: Evolução das acelerações angulares.



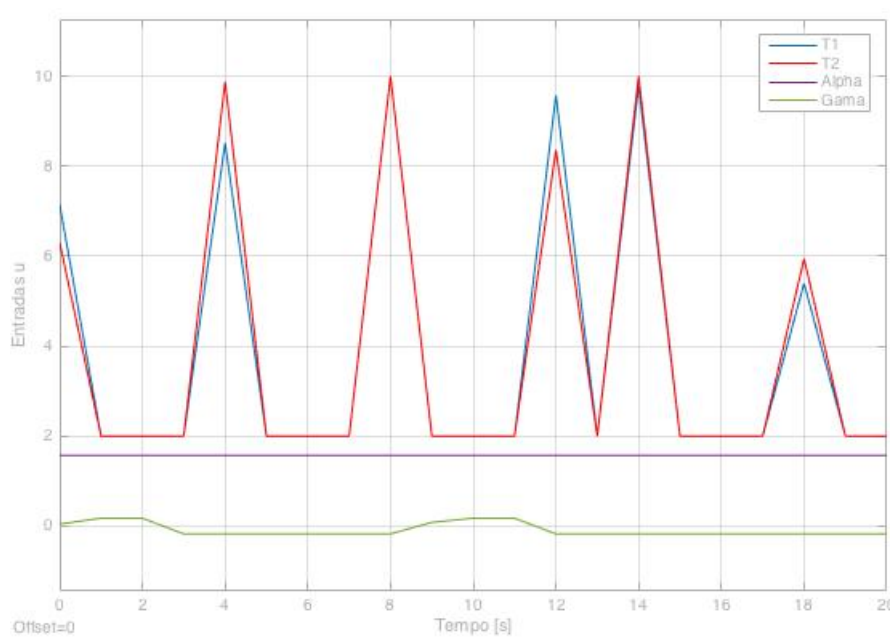


Figura 4.11: Evolução das entradas do sistema.

Os resultados mostram um sistema não robusto, pois é alta a sua sensibilidade a variações dos parâmetros do processo. A importância dessas respostas é a de ilustrar a dinâmica do modelo para um valor inicial para cada ângulo de atitude. Com a evolução temporal, esses ângulos tendem a ir para o ponto de operação definido. Teoricamente, quanto mais rápidos fossem os pólos, isto é, mais longe do eixo imaginário, no lado esquerdo do plano-s, melhor seria o desempenho do controlador [22]. Foi visto que isso não ocorria necessariamente, visto que os outros parâmetros afetavam bastante o desempenho. Desse modo, os pólos foram sendo escolhidos de forma aleatória, simulando o sistema e analisando o resultado. O número de pólos dominantes foi alterado para cada simulação, como mostram as tabelas 4.1 e 4.3. Essa alteração determina a dinâmica dominante do sistema.

Como explicado anteriormente, os valores mais próximos do real, dos momentos de inércia do modelo podem ser obtidos com um sistema já estabilizado, com uma estratégia de controle PID. Esse tipo de controlador possui uma fácil sintonia experimental dos parâmetros, sem necessitar de um conhecimento prévio de um modelo matemático preciso do sistema [6], podendo ser um modelo aproximado.

## Capítulo 5

# Conclusões

O uso de veículos aéreos do tipo bi-rotor, como o VANT deste trabalho, nunca foi de grande expressão. O seu modelo é bastante complexo, com algumas limitações mecânicas que afetam o seu desempenho ao longo do tempo. O seu uso é de extrema utilidade, podendo realizar voos em alta velocidade como o de aviões, e voos na vertical, para decolagem e pouso, como de helicópteros. Juntar essas duas dinâmicas em um único veículo aéreo não é simples, como pôde ser percebido neste trabalho, mas a complexidade do sistema trouxe interesse para a realização deste trabalho. Com novas tecnologias surgindo a todo momento, um dia poderá ser bastante viável a utilização dessas plataformas aéreas, possivelmente mudando a indústria aeronáutica.

O presente trabalho representou um novo ramo de estudo e de pesquisa em robótica aérea no LARA/LRA. Sem qualquer outro projeto semelhante para o seu suporte, foi de grande importância todo o aprendizado com as leituras de artigos científicos, livros e outras formas de literatura especializada, para direcionar nas decisões tomadas nas várias etapas do projeto. Para cada uma destas etapas, buscou-se, ao longo de todo o texto, justificar a sua realização, apresentar a fundamentação teórica necessária para sua compreensão e discorrer acerca dos resultados experimentais obtidos. A base de todo o desenvolvimento foi o estudo matemático realizado inicialmente. Foi por meio dele que se chegou aos modelos de equações diferenciais da dinâmica do bi-rotor que, mais tarde, deram origem aos simuladores do sistema de controle. Estes simuladores permitiram que as estratégias de estimação de estado e de controle de atitude pudessem ser previamente validadas de forma virtual, de modo a evitar que quando se for implementar o algoritmo de controle no VANT, o controle esteja com mau funcionamento. Além do modelamento matemático e da concepção do simulador, grande esforço foi também exigido nas fase de construção mecânica, na montagem dos circuitos das diferentes placas e na programação das rotinas.

O projeto da estrutura mecânica e da eletrônica embarcada, foi totalmente baseado em materiais disponíveis no LARA/LRA. A escolha dos componentes se deu por uma análise de especificações como funcionalidade, peso e dimensões físicas. Deste modo, apesar de ser um projeto novo, foi possível aproveitar os diversos materiais disponíveis para realizar a construção de uma plataforma (robô aéreo) nova sem custo significativos para as partes envolvidas. Além disso, foi realizada com sucesso a verificação do funcionamento de cada componente separadamente e posteriormente do

sistema como um todo.

A plataforma foi capaz de levantar voo, porém ainda não é feita a implementação da estabilização da mesma. O comando por joystick também foi implementado com sucesso.

Com os resultados obtidos ao longo do projeto, em relação ao modelamento e simulação do sistema, conclui-se que o modelo dinâmico do sistema trouxe valiosas informações a respeito do projeto em si, mostrando ser um sistema controlável. Contudo, acredita-se que melhores resultados podem ser encontrados para a simulação do sistema, com a utilização de outras ferramentas de modelamento e controle.

Conclui-se dos resultados apresentados ao longo do texto que este trabalho de graduação teve sucesso em atender aos objetivos propostos no Capítulo 1.

## **5.1 Perspectivas Futuras**

### **5.1.1 Estrutura do robô aéreo**

No que concerne à estrutura do robô aéreo, é desejável o desenvolvimento de um servomecanismo mais robusto, enxuto e confiável. Assim como uma forma de melhor fixar os ESCs ao sistema. Alguns parafusos se afrouxaram com o tempo devido as vibrações excessivas na estrutura, assim, parafusos específicos ou métodos de fixação específicos para este tipo de aplicação devem ser utilizados.

Um software de desenho mecânico auxiliado por computador como o Solidworks deve ser utilizado em um reprojeto da estrutura para que se possa ter conhecimento das características estruturais essenciais na implementação do controle do sistema como momentos de inércia e centro de massa.

### **5.1.2 Topologia do sistema**

Para a implementação dos algoritmos de controle, estimação e datalogger, deverá ser utilizado um processador central mais potente que o arduino. Por exemplo, o microcontrolador Gumstix mostrado na figura 5.2 que está disponível no Laboratório de robótica aérea que foi recém-criado no departamento de Engenharia Elétrica da UnB. Assim, o Gumstix faria o trabalho dispendioso de processamento de dados, enquanto o arduino fica com a função de juntar os dados lidos dos sensores em pacotes para serem enviados ao gumstix e receber uma resposta com comandos de atuação passados pelo Gumstix. O sinal do GPS também pode ser processado pelo microcontrolador gumstix.

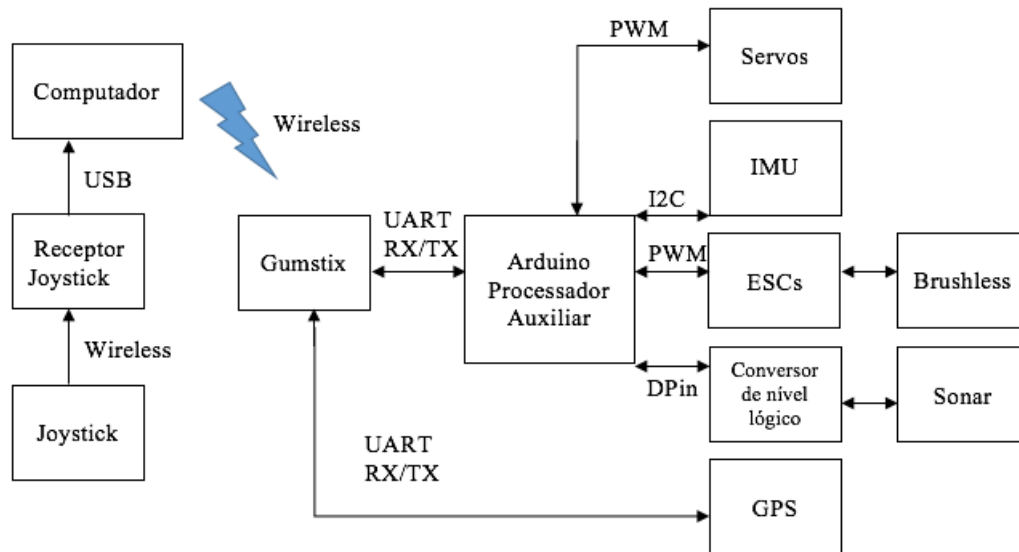


Figura 5.1: Sugestão de topologia com dois microcontroladores.

Além disso, tornar o sistema portátil (i.e. retirar as conexões cabeadas ao computador) com algum sistema do tipo Rádio ou wireless deve ser implementada em fases avançadas do projeto. A figura 5.1 mostra uma topologia que implementa essas modificações.



Figura 5.2: Gumstix.

### 5.1.3 Sensoriamento

O trabalho futuro em relação aos sensores diz respeito aos algoritmos de calibração dos mesmo. Com a plataforma testada e validada, algoritmos de calibração poderão ser implementados para obter-se a performance sensorial desejada. Dentre eles temos:

- **Mínimos Quadrados:** Para a calibração da bateria;
- **Newton-Raphson:** Para a calibração dos acelerômetros, magnetômetros;
- **Dados de datasheet:** Girômetros.

### 5.1.4 Placa de potência

A PCB da placa de potência deve ser refeita aumentando-se (pelo menos o dobro da espessura atual) a espessura das trilhas que conectam a bateria ao ESC para que os ESCs recebam a corrente necessária para a partida dos motores. Além disso, deve-se depositar estanho sobre essas trilhas, para diminuir ainda mais a resistência elétrica e a queda de tensão resultante sobre a trilha.

Em uma nova versão da PCB da placa de potência também é desejável a inclusão de um interruptor, ele servirá para evitar desperdício de carga da bateria e para desligar e ligar o sistema sem a necessidade de ter que conectar e desconectar cabos todas as vezes que for necessário reiniciar/desligar/ligar o sistema.

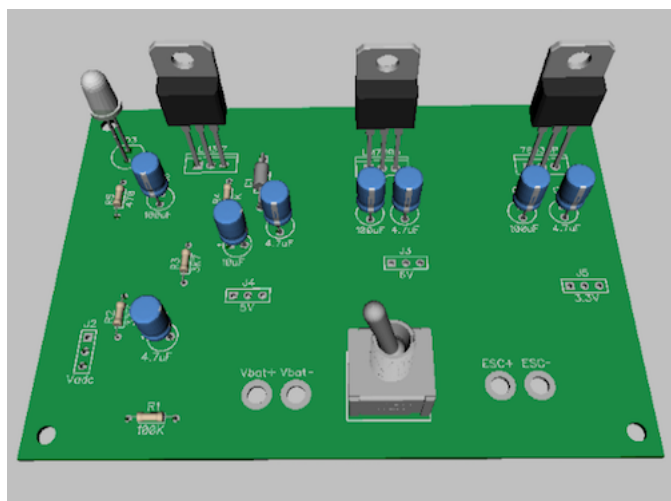


Figura 5.3: Versão futura da placa de potência.

### 5.1.5 Placa de processamento e aquisição de dados

Neste trabalho não foi desenvolvida uma PCB para a placa de processamento e aquisição de dados por falta de tempo e materiais. Além disso, a placa perfurada na qual os componentes foram soldados foi suficiente aos objetivos deste trabalho.

Portanto para dar continuidade no desenvolvimento e melhoria do projeto uma placa PCB para a placa de processamento e aquisição de dados deve ser fabricada. Além disso, de acordo com a topologia sugerida para trabalhos futuros mostrado na figura 5.1, esta placa deverá conter o microcontrolador adicional para processamento dos dados, um exemplo de implementação é mostrado na figura 5.4, onde conectores estão dispostos em uma PCB para representar, especialmente, os componentes que poderão ser utilizados.

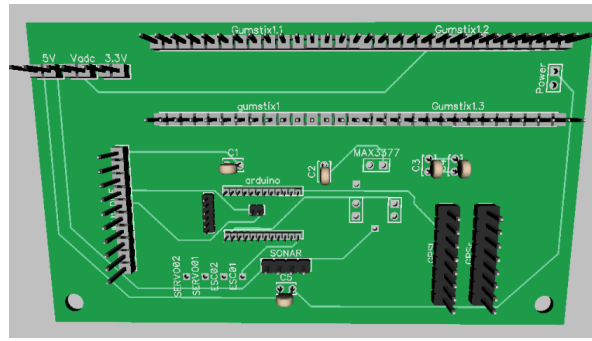


Figura 5.4: Sugestão de PCB de processamento de dados.

### 5.1.6 Modelamento dinâmico

Uma outra ferramenta de modelagem pode ser utilizada para tentativa de melhor representação do sistema. O VANT bi-rotor articulado é um sistema complexo, por isso alternativas na sua representação são bem-vindas, de modo a que se possa utilizar a melhor encontrada para continuação do projeto de controle. Uma alternativa sugerida é a de aplicar o formalismo de Euler-Lagrange à dinâmica da rotação. Esse formalismo é baseado em uma análise de energia e trabalho, cujas equações podem ser obtidas de forma consideravelmente mais simples, embora o procedimento matemático necessário seja possivelmente mais complexo.

### 5.1.7 Controle

A obtenção correta dos parâmetros do modelo podem ser feitas de duas maneiras. Uma delas é pelo projeto de um controlador PID, como explicado na seção 4.3.3, sintonizando experimentalmente os parâmetros, sem que exista a preocupação com a acurácia do modelamento dinâmico preciso do sistema.

Outra forma é a utilização de um *software* CAD, como o *Solidworks* ou *Inventor*. Esse tipo de programa possui ferramentas de cálculo dos parâmetros físicos do modelo desenhado, de acordo com as dimensões e materiais definidos pelo usuário. Desse modo, os momentos de inércia, assim como o centro de massa e gravidade exatos, dentre outros parâmetros, podem ser encontrados. Com esses valores conhecidos, o controle por linearização em torno de um ponto de operação pode ser melhor realizado, como uma simulação mais próxima do modelo real.

### 5.1.8 Dinâmica de posição

Por último, uma próxima etapa do processo de controle do VANT é a de estabilização do posicionamento do veículo, isto é, da dinâmica translacional. O presente trabalho iniciou o modelamento dessa etapa, chegando às equações diferenciais que representam essa dinâmica. Porém, o foco ficou na dinâmica rotacional. Portanto, um trabalho deve ser feito coma dinâmica translacional, que também será complexa, certamente.

# REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] GONZÁLEZ, R. C. D. *Desenvolvimento de um protótipo analisador de vibração de baixo custo para uso em manutenção preditiva*. Tese (Doutorado) — Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, 2014.
- [2] FREAKS, E. *Ultrasonic Ranging Module HC - SR04*. Datasheet. [S.l.].
- [3] COOK, V. *Flight dynamics principles*. USA: Elsevier/Butterworth-Heinemann, 2007.
- [4] CARLSON, R. J. P. R. M. *Modeling and analysis of tilt-rotor aeromechanical phenomena*. November 1997.
- [5] CAVALCANTI F. B.; FLOREANO, V. O. *Desenvolvimento de um pequeno veículo aéreo Não-Tripulado*. Tese (Doutorado), 2012.
- [6] SANTANA P. H. R. Q. A.; BRAGA, M. A. *Concepção de um Veículo Aéreo Não-Tripulado do Tipo Quadricóptero*. Tese (Monografia (Trabalho de Graduação)) — Universidade de Brasília, Brasília, Brasil, 2008.
- [7] BÓ, A. P. L. *Desenvolvimento de um sistema de localização 3D para aplicação em robôs aéros*. Tese (Dissertação (Mestrado)) — Universidade de Brasília, Brasília, 2007.
- [8] JUNG D. H. ;CARVALHO, R. L. *SLAM Visual Monocular baseado em Filtro de Kalman Estendido para Robôs Aéreos*. Tese (Doutorado) — Universidade de Brasília, Julho 2016.
- [9] TZES, C. P. K. A. A. *Design and experimental attitude control of an unmanned tilt-rotor aerial vehicle*. *The 15th International Conference on Advanced Robotics*, p. 465–470, June 2011.
- [10] SANCHEZ J. ESCAREÑO, O. G. e. R. L. A. *Autonomous hovering of a noncyclic tiltrotor uav: Modeling, control and implementation*. *The International Federation of Automatic Control*, p. 803–808, July 2008.
- [11] TITTERTON D. H.; WESTON, J. L. *Strapdown inertial navigation technology*. [S.l.]: Peter Peregrinus LTD, 1997.
- [12] KIM, P. *Rigid Body Dynamics for Beginners: Euler Angles Quaternions*. [S.l.: s.n.], 2013.
- [13] NISE, N. S. *Engenharia de Sistemas de Controle*. Rio de Janeiro: LTC, 2012.

- [14] CABRAL, E. L. L. *LINEARIZAÇÃO DE SISTEMAS DINÂMICOS*. Disponível em: <<http://sites.poli.usp.br/d/pmr2400/3->
- [15] CAMPINAS, U. de. *Técnicas de Linearização de Sistemas*. 2012. Disponível em: <<ftp://ftp.dca.fee.unicamp.br/pub/docs/vonzuben/ea6191s09/topico304.pdf>>.
- [16] SANTOS, C. H. F. dos. *Análise da Resposta Transitória*. Tese (Programa de Pós-graduação em Engenharia de Sistemas Dinâmicos e Energéticos) — Universidade Estadual do Oeste do Paraná. Disponível em: <<http://www.netsoft.inf.br/aulas/7EACsistemasRealimentados/2Efeitosdoszeros.pdf>>.
- [17] LI, Q.; CAROLYN. *Real-Time Concepts for Embedded Systems*. 600 Harrison Street, San Francisco, CA 94107 USA: CMP Books, 2003.
- [18] MICROELECTRONICS, S. *L3GD20H*. Datasheet. [S.l.], March 2013.
- [19] MICROELECTRONICS, S. *LSM303DLHC Ultra compact high performance e-compass 3D accelerometer and 3D magnetometer module*. Datasheet. [S.l.], April 2011.
- [20] SENSORTEC, B. *BMP085 Digital Pressure sensor*. Datasheet. [S.l.], July 2018.
- [21] TECHNOLOGY, I. S. *Venus638FLPx GPS Receiver*. Datasheet. [S.l.], 2010.
- [22] ILLINOIS, U. of. *EFFECTS OF ZEROS AND POLES ON STEP RESPONSE*. October 2008. Disponível em: <[https://courses.engr.illinois.edu/ece486/documents/lecture\\_notes/effectszero\\_pole.pdf](https://courses.engr.illinois.edu/ece486/documents/lecture_notes/effectszero_pole.pdf)>.
- [23] INSTRUMENTS, T. *LM7805*. Datasheet. [S.l.], May 2003.
- [24] INSTRUMENTS, T. *LM317 3-Terminal Adjustable Regulator*. Datasheet. [S.l.], October 2014.



# ANEXOS

# I. DESCRIÇÃO DO CONTEÚDO DO CD

Pastas e arquivos do CD:

- **Bibliografia (Pasta):** Pasta que contém todos os arquivos da bibliografia e outras fontes úteis da literatura relacionada ao trabalho desenvolvido;
- **códigos (Pasta):** Pasta que contém todos os códigos utilizados neste trabalho;
- **DataSheets (Pasta):** Pasta que contém todos os datasheets utilizados neste trabalho;
- **Diptrace/Fritzing (Pasta):** Pasta contendo os arquivos dos softwares DipTrace e Fritzing desenvolvidos neste trabalho;
- **Apresentação\_TG:** Apresentação do TG em slides no formato PowerPoint;
- **RelatorioTG:** cópia digital deste trabalho.

## II. PROGRAMAS UTILIZADOS

1. **calibracaoAcelerometro:** Código utilizado para calibrar os dados crus do acelerômetro enquanto parado sobre uma mesa, esses dados poderão então ser copiados e colados em um arquivo txt, para serem processados em Excel ou MATLAB;
2. **calibracaoMagnetometro:** Código utilizado para calibrar os dados crus do magnetômetro enquanto parado sobre uma mesa, esses dados poderão então ser copiados e colados em um arquivo txt, para serem processados em Excel ou MATLAB;
3. **calibracaoServos:** Código que recebe um comando do teclado via serial monitor para calibrar posições extremas dos servomecanismos, assim como a posição zero";
4. **GPS:** Código para adquirir latitude e longitude do sensor venusGPS;
5. **JoystickArduinoProcessing:** Código em linguagem processing que lê dados de input de um joystick e os envia via serial para o arduino;
6. **libraries:** Pasta contendo bibliotecas importadas para os sensores e outras;
7. **pitchRollHeading:** Código que já fornece as informações da IMU em termo de ângulos de Pitch-Roll-Yaw(Heading);
8. **ProcessingSerial:** Código que recebe dados via serial do aplicativo em processing e executa o controle dos servos e ESCs a partir de movimentos de um joystick;
9. **ScannerI2C:** Código para testar a conexão I2C do arduino, ele retorna os endereços dos componentes detectados pela conexão I2C;
10. **sonar:** Código para a leitura do sonar;
11. **testeESC:** Código para teste o funcionamento dos motores enviando comando para os ESCs;
12. **testeESCservosFreeRTOS:** Código que mostra como programar tarefas do freeRTOS, e exemplifica o funcionamento concomitante dos rotores, servos e um led de sinalização;
13. **testeSerial:** Teste de recebimento de comandos via serial.

### III. DIAGRAMAS ESQUEMÁTICOS

#### III.1 Modelo em Simulink

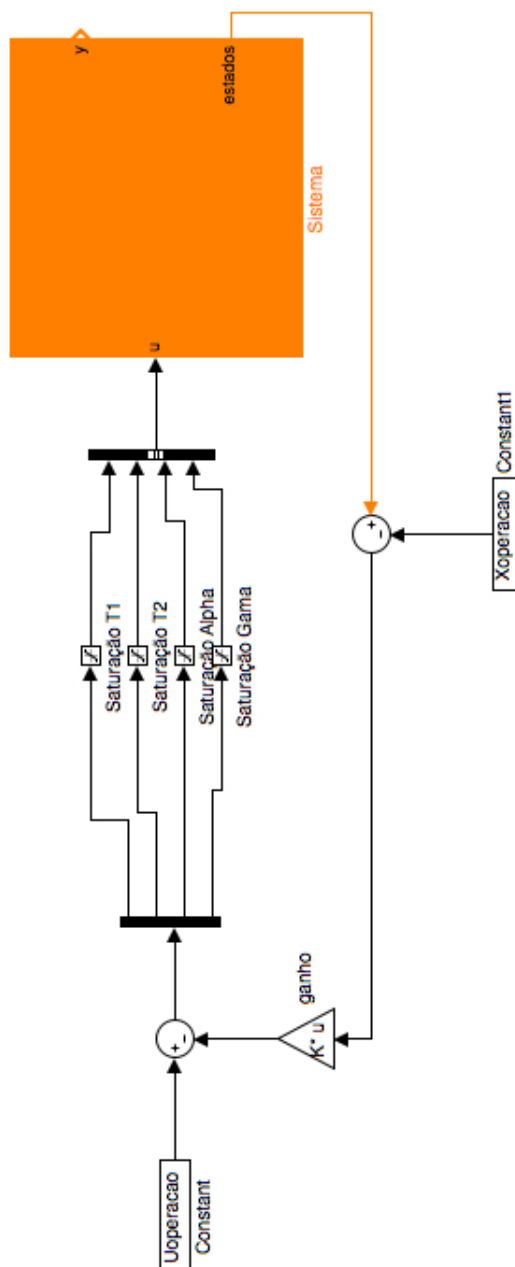


Figura III.1: Dinâmica do controle por linearização



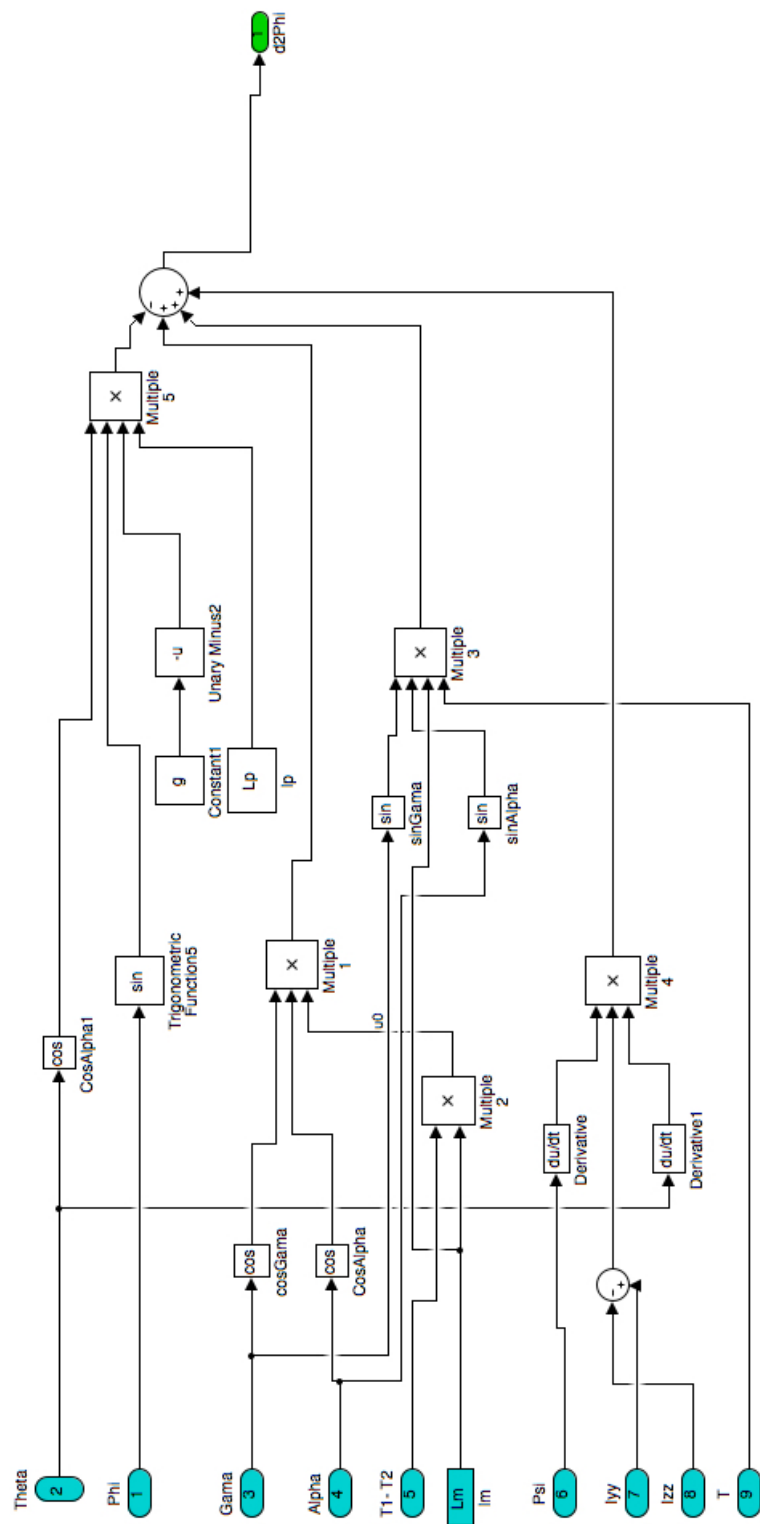


Figura III.3: Dinâmica do ângulo de rolagem

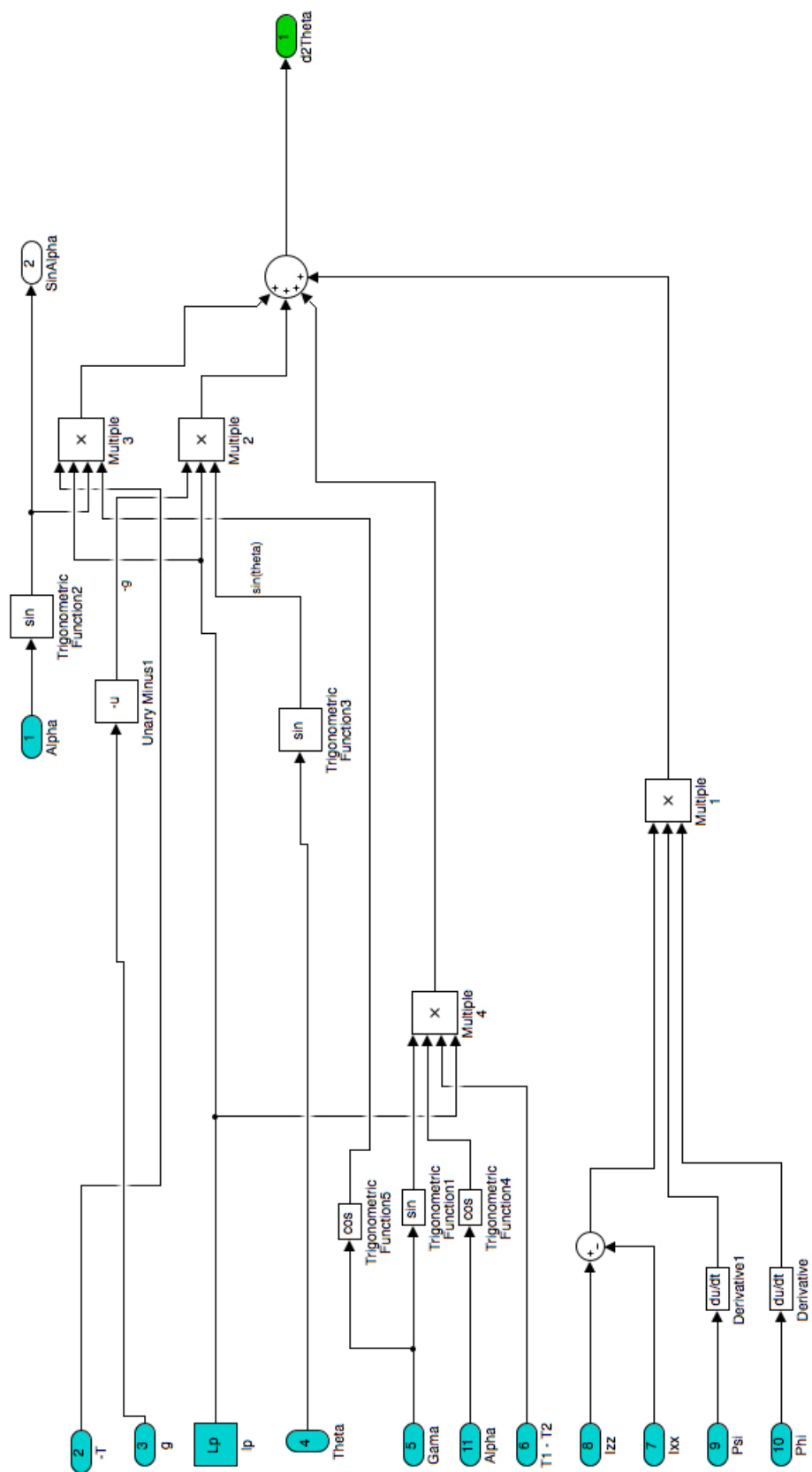


Figura III.4: Dinâmica do ângulo de guinada

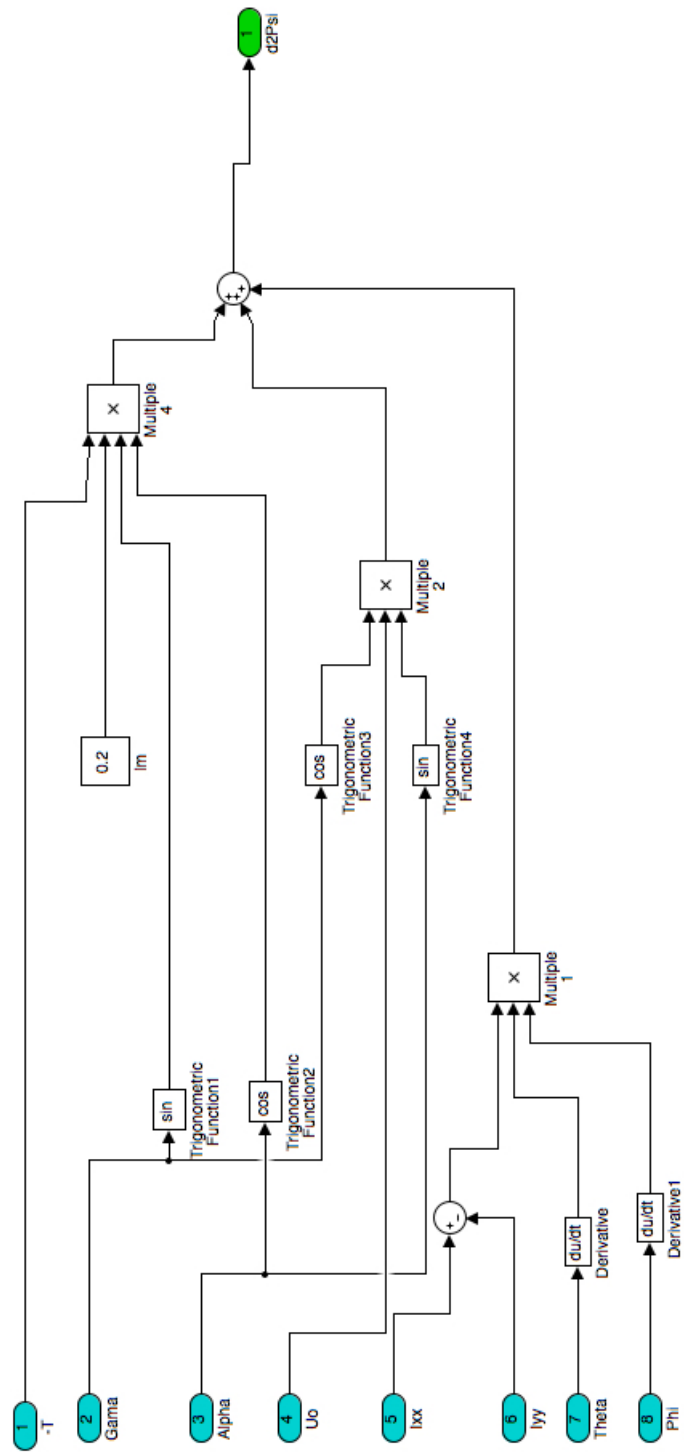


Figura III.5: Dinâmica do ângulo de arfagem



### III.2 Esquemáticos das placas eletrônicas

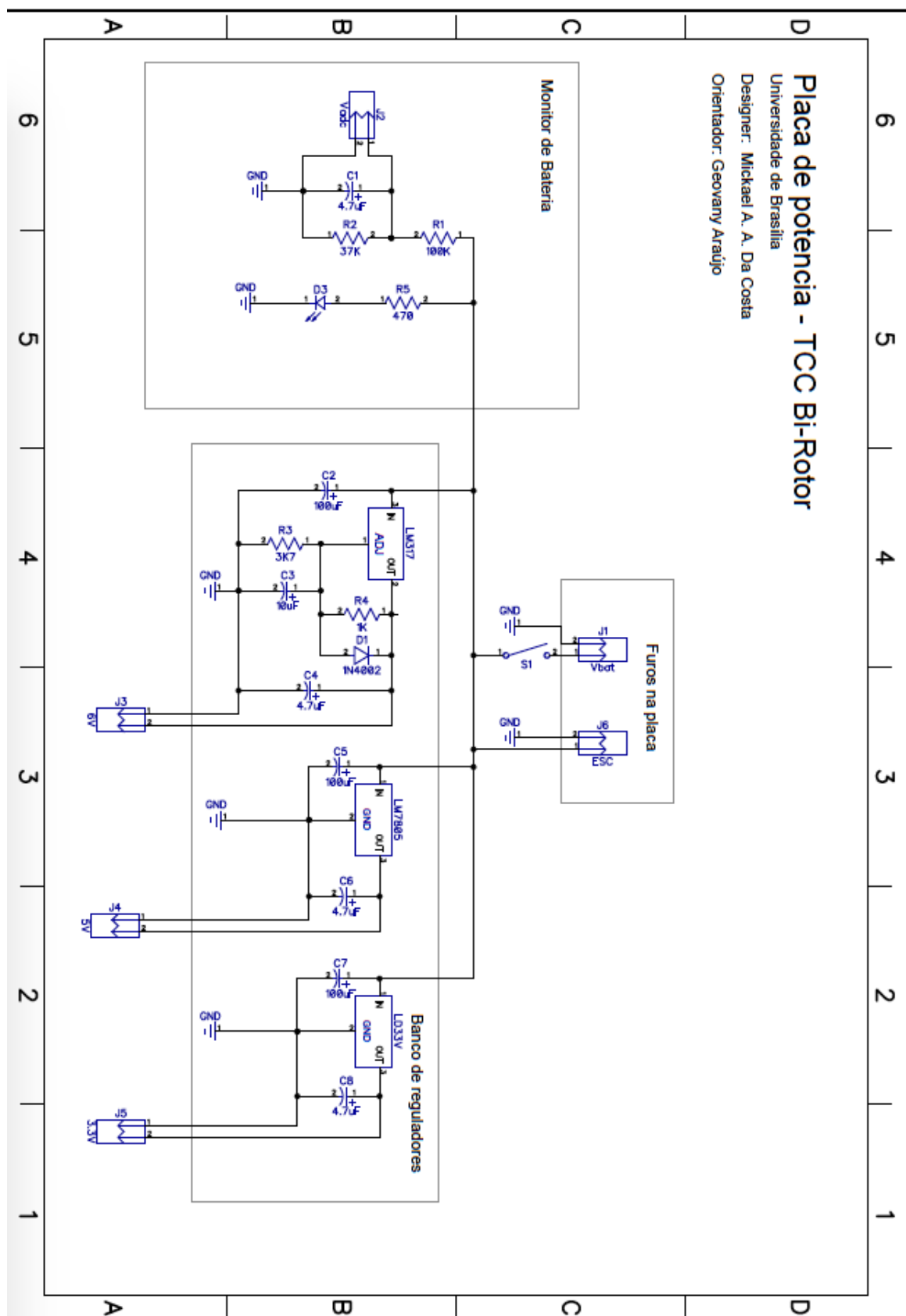


Figura III.6: Esquemático da placa de potência

Na placa de potência estão presentes as seguintes seções:

- **Banco de Reguladores:** Todos os três circuitos de regulação de tensão apresentados abaixo e a alimentação dos ESCs, devem ser conectados ao mesmo ponto de alimentação da bateria no sistema físico, evitando assim interferências eletromagnéticas advindas das resistências e indutâncias associadas aos fios/trilhas.
- **Monitor de Bateria:** Divisor de tensão para monitorar a tensão da bateria;
- **Furos na placa:** São os furos onde devem ser soldados os conectores de bateria e ESC;

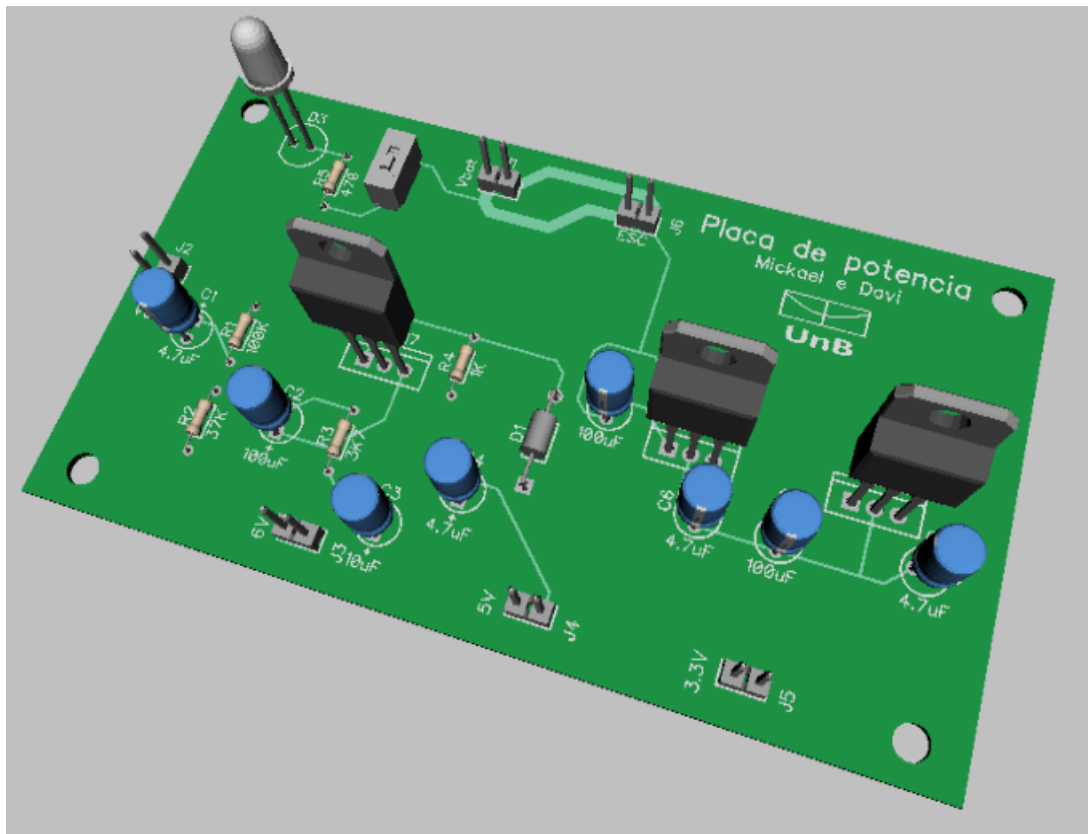


Figura III.7: Representação 3d do módulo de potência

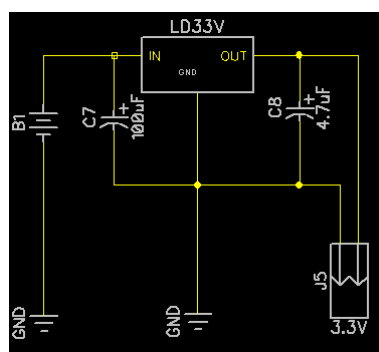


Figura III.8: Circuito utilizando o regulador de tensão LD33V

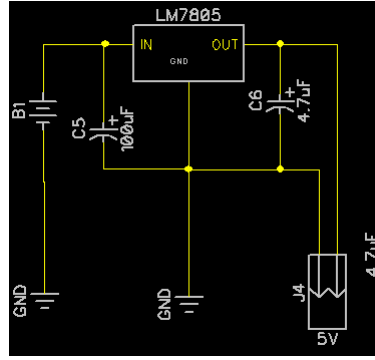


Figura III.9: Circuito utilizando o regulador de tensão LM7805

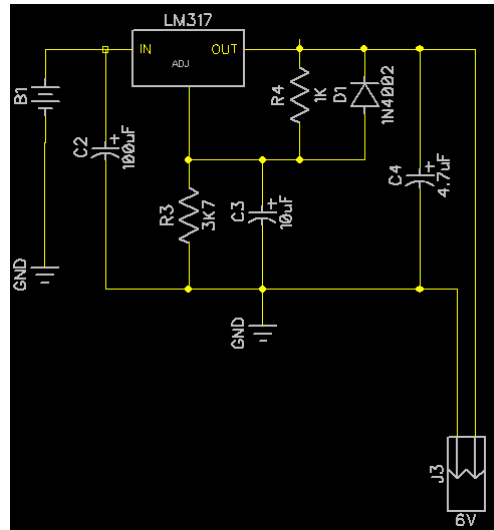


Figura III.10: Circuito utilizando o regulador de tensão LM317

O projeto dos circuitos das figura III.8 e III.9 foi feito de acordo com o datasheet [23] dos respectivos reguladores de tensão. O projeto do circuito da figura III.10 também é uma implementação direta do datasheet [24] deste componente onde 6V é obtido como:

$$V_{out} = V_{ref} \left( 1 + \frac{R3}{R4} \right)$$

onde

$$V_{ref} = 1,25V$$

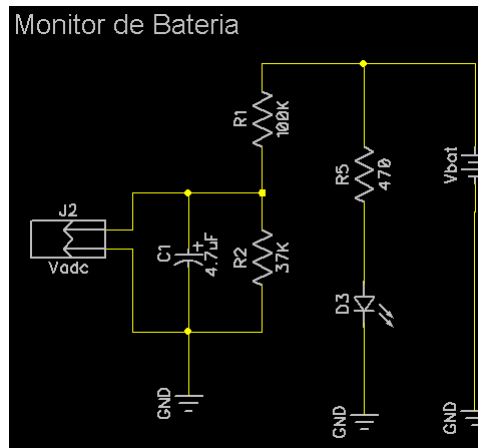


Figura III.11: Condicionador de sinal para leitura da bateria

O circuito para monitorar a tensão da bateria, figura III.11 é um divisor de tensão, que diminui a tensão de 11.1V para 2.99V . Assim ela pode ser lida pelo módulo ADC do microcontrolador.

Esse circuito executou sua função de divisor de tensão com sucesso (verificado com um multímetro), porém não foi usado no presente trabalho. Logo, caso esse circuito simples falhe na prática, uma alternativa como o componente ACS755xCB-150 da Allegro MicroSystems poderá ser utilizado.